П. Бауэрс Летательные аппараты нетрадиционных схем



П. Бауэрс

Летательные аппараты нетрадиционных схем

Издательство «Мир»



by Pete

TAB Books Inc.
Blue Ridge Summit, Pa. 17214



П. Бауэрс
ательные аппараты
нетрадиционных
схем
ИЗДАТЕЛЬСТВО МИР
Москва «Мир» 1991

П. Бауэрс
Б.29 Летательные аппараты нетрадиционных схем: Пер. с англ.– М.: Мир, 1991.– 320 с., ил.
ISBN 5-03-001342-3

Книга американского специалиста представляет собой обзор самолетов, вертолетов и других летательных аппаратов оригинальной конструкции от начала века до наших дней. Содержит описания и фотографии более ста летательных аппаратов, разработанных конструкторами США, Франции, Англии, Италии и других стран.

Для широкого круга специалистов и любителей авиации.

Б $\frac{\mathbf{3206030000-012}}{\mathbf{0(41)01-91}}$ **140–91** **ББК 39.52**

Редакция литературы по новой технике

Предисловие к русскому изданию

Книга «Летательные аппараты нетрадиционных схем», предлагаемая советскому читателю, написана видным специалистом фирмы «Боинг» Питером М. Бауэрсом, посвятившим почти 40 лет жизни делу изучения, развития и популяризации авиационной техники. Как конструкторские работы П. Бауэрса, так и его публикации хорошо известны за рубежом, однако у нас в стране с ними практически не знакомы.

Эту книгу отличает от многих других необычный и весьма плодотворный подход. Проведенный автором и дополненный в отечественном издании хронологический обзор летательных аппаратов нетрадиционных схем – от первых неуклюжих аппаратов братьев Райт, Вуазена, Сьервы, Сикорского и др. вплоть до самых современных самолетов, разработанных крупными конструкторскими коллективами разных стран,– выстроился в историю развития авиационной конструкторской мысли со всеми ее озарениями и иллюзиями, достижениями и неудачами. Эта история лишний раз показывает, на какие свершения способны талантливые люди, увлеченные своим делом.

Каждый из летательных аппаратов, описанных в книге, имеет свою техническую «изюминку». Все они сгруппированы по типам летательных аппаратов и основным чертам их конструктивного облика. Книга обильно иллюстрирована и содержит немало фотографий и описаний конструкций, ранее не знакомых широкому читателю.

Следует отметить, что «традиционным» автор считает самолет с прямым крылом, двигателем, расположенным в носовой части фюзеляжа, и обычным трехплоскостным хвостовым оперением. Эта концепция, сформировавшаяся в первые десятилетия нашего века, позволяет автору отнести к нетрадиционным многие современные летательные аппараты типов «утка», «бесхвостка», самолеты со стреловидным и треугольным крыльями и т. п., которые нашли довольно полное отражение в книге. Наряду с ними в книге рассматриваются и такие летательные аппараты, как двухфюзеляжные самолеты, конвертопланы, летающие автомобили, диско- и полипланы, которые с полным правом можно считать нетрадиционными.

К сожалению, в книге практически отсутствуют материалы по отечественным летательным аппаратам, многие из которых, безусловно, могут быть отнесены к разряду необычных. Советский читатель может восполнить этот пробел, познакомившись с оригинальными летательными аппаратами В. Д. Беляева, К. А. Калинина, А. С. Москалева, Б. И. Черановского и других отечественных конструкторов, а также ведущих авиационных конструкторских коллективов нашей страны, описанными в книге В. Б. Шаврова «История конструкций самолетов в СССР».

С учетом того, что американское издание книги вышло в 1984 г., в русское, с любезного согласия издательства TAB Books и автора, включены описания и фотоснимки новых зарубежных летательных аппаратов «Рафаль», «Лави», «Гриппен», ЕАР, X-29, B-2, «Вояджер», V-22 «Оспри» и с X-образным крылом.

Таким образом, книгу П. Бауэрса следует рассматривать как обзор зарубежных конструкций летательных аппаратов нетрадиционных схем. Как таковая, она, несомненно, будет встречена с большим интересом многочисленными энтузиастами авиации – как специалистами, так и любителями.

Москва, январь 1990 г. *Е. В. Зябрев*

Введение

Определить, что такое «необычный» летательный аппарат, так же сложно, как, например, указать, высоко ли вы взлетели. Это зависит главным образом от индивидуального восприятия, и что для одного человека кажется обычным, для другого полно оригинальности.

На заре авиации – примерно до 1914 года, когда выдвинутые первой мировой войной требования к летно-техническим характеристикам привели к относительной стандартизации основных схем летательных аппаратов,– критерии, с помощью которых можно было определить, что тот или иной аппарат является обычным или, наоборот, необычным, полностью отсутствовали. Разные исследователи использовали самые различные подходы для решения поставленной задачи. В свете опыта и практики авиации сегодняшних дней многие из этих первых летательных аппаратов кажутся весьма необычными. Некоторые разработки оказались плодотворными и широко известными; другие – неудачными и, как следствие, забытыми – на долгие годы или навсегда. Однако развитие техники часто приводит к возрождению и использованию некоторых изобретений, не реализованных с первого раза.

«Стандартный» самолет, который мы знаем сегодня,– это летательный аппарат, основные несущие поверхности которого расположены впереди, хвостовое оперение – сзади, а экипаж, пассажиры и полезная нагрузка размещаются в фюзеляже. Такая схема самолета достаточно четко заявила о себе уже к началу 1909 года. Сравнительно небольшие изменения этой базовой схемы вводились на протяжении всей истории авиации; вводятся они и сейчас для более полного удовлетворения тем или иным тактико-техническим требованиям.

Ряд других схем, например, «бесхвостка», «утка», летательные аппараты с непосредственным созданием подъемной силы[1], а также различные схемы силовых установок и вспомогательных элементов конструкции, обладают достоинствами, позволяющими более успешно решать конкретные проектные задачи. Некоторые из такого рода схем ушли из авиационной техники насовсем, когда стало ясно, что присущие им недостатки существеннее их достоинств. Тем не менее, некоторые необычные идеи в новых ситуациях переживают вторую молодость. Иногда это кончается новой неудачей, но в некоторых случаях удается добиться успеха. Это происходит из-за того, что либо неудачное в прошлом техническое решение становится совместимым с новыми техническими разработками, либо новый технический уровень позволяет более эффективно реализовать старую идею.

Данная книга не задумывалась как каталог необычных летательных аппаратов. Скорее, в ней представлены в виде взаимо-

---

[1] Под термином Direct lift aircraft автор, вероятно, понимает ЛА, у которых подъемная сила создается силовой установкой.– *Прим. перев.*

связанных групп те летательные аппараты, которые по стандартам сегодняшних дней могут считаться летательными аппаратами необычных схем – «утки», «бесхвостки», «бесхвостки с треугольным крылом» и т. д. В книге приведено краткое описание побудительных причин к созданию летательных аппаратов той или иной схемы. Некоторые из описанных в книге летательных аппаратов легко могут быть включены в две или даже большее число категорий, но находятся они обычно в главе, соответствующей их наиболее характерным особенностям. Исходя из этого, например, планеры и самолеты часто описываются в одной главе. Некоторые летательные аппараты вошли в историю авиации благодаря наиболее выдающимся конструктивным особенностям, а не из-за необычности общей схемы. Например, самолет «Мессершмитт»Ме-163 более известен как первый в истории авиации перехватчик с ракетным двигателем, а не как первая «бесхвостка», строительство которой осуществлялось достаточно крупной серией.

Самолеты некоторых основных схем (таких, как «утка» и «бесхвостка») представлены в хронологическом порядке, который не обязательно отражает техническое развитие идеи или логику конструктивно-компоновочных решений.

В книге описаны также самолеты, хотя и не очень оригинальные по конструкции, но весьма необычные с точки зрения эксплуатации. Некоторые летательные аппараты, которые лишь с большим трудом могут быть включены в классификацию схем, сгруппированы в отдельную главу под названием «Что бы это значило?».

Я заранее приношу свои извинения тем читателям, которые будут расстроены, не найдя в книге своего «возлюбленного урода» (простите, «нетрадиционный» летательный аппарат). Включить в книгу подобного объема все самолеты и летательные аппараты необычных схем практически невозможно.

Кроме того, следует отметить, что при описании каждого летательного аппарата сведен к минимуму набор основных характеристик. Это произошло потому, что по многим из описанных летательных аппаратов имеется очень ограниченный объем данных: зачастую уцелели лишь фотоснимки. Главная цель книги – рассмотреть схемы и общий вид летательных аппаратов и те причины, которые привели к их созданию. Основные данные приводятся лишь для самой общей характеристики летательного аппарата, а не для проведения детального анализа проекта, который, по правде говоря, часто невозможно и воспроизвести.

Глава 1
Самолеты схемы «утка»

Так как первый взлетевший летательный аппарат тяжелее воздуха – самолет братьев Райт «Флайер» (1903 год) – построен по схеме, которая сегодня известна под названием «утка», представляется логичным начать нашу книгу о летательных аппаратах нетрадиционных схем с самолетов этого класса.

ОШИБОЧНЫЙ ТЕРМИН

Во-первых, термин «утка» – ошибочный. Под «уткой» в авиации общепринято понимать самолет, горизонтальное оперение которого – стабилизатор и рули высоты – расположено перед крылом, а не позади него. Этот термин может быть с таким же успехом применен и к дирижаблям, и к планерам. В частности, первые модели жестких дирижаблей Цеппелина оснащались расположенными впереди горизонтальными поверхностями управления в дополнение к традиционным хвостовым. Обычно термин «утка» подразумевает расположение в передней части летательного аппарата основных, а не вспомогательных средств аэродинамического управления. Этот термин появился впервые во Франции; его происхождение, вероятно, связано с тем, что крыло летящей утки находится ближе к ее хвосту, чем к голове, а вовсе не потому, что эта птица управляет своим полетом с помощью специального органа, расположенного перед крылом. Летательные аппараты этой схемы получили довольно широкое распространение.

Многие самолеты схемы «утка» можно рассматривать как самолеты с тандемными крыльями, переднее крыло которых относительно мало. В этом случае переднее горизонтальное оперение (ПГО), состоящее обычно из неподвижных (стабилизаторы) и подвижных (рули высоты) поверхностей, несет значительную часть аэродинамической нагрузки.

В последние годы термин «утка» стал применяться для описания самолетов, оснащенных вспомогательными поверхностями аэродинамического управления, установленными на носовой части, вообще говоря, самолетов довольно традиционных схем (а также некоторых самолетов с треугольным крылом), для обеспечения балансировки летательного аппарата или управления обтекающим его потоком, а не для осуществления основного управления или создания части суммарной подъемной силы, как это бывает на классической «утке».

ПОЧЕМУ ПЕРЕДНЕЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ?

До того, как братья Райт непосредственно приступили к созданию самолета, они знали о многих ранее построенных различными изобретателями летательных аппаратах. Более того, конечно же, они неоднократно наблюдали полет птиц. Почему же они решили разместить оперение впереди? Во-первых, братья Райт прекрасно по-

нимали функции «горизонтального руля» при управлении положением самолета в пространстве и считали, что расположенное впереди оперение будет выполнять такие функции более эффективно, чем хвостовое. В этом они оказались правы, но недостатков такого технического решения они, конечно же, не знали.

Второй основной причиной их выбора было место проведения первых полетов, которые выполнялись с песчаной площадки, и поэтому отсутствовала возможность использования шасси колесного типа. И созданные ранее планеры, и первый «Флайер» оснащались полозковым шасси, при котором фюзеляж самолета располагался очень близко к земле. В то же время братья Райт понимали необходимость большого угла атаки при взлете и посадке. Низкосидящая машина типа «Флайера» наверняка цепляла бы хвостовым оперением за землю, если бы оно было выбрано; поэтому конструкторы отказались от такого решения. Они установили в хвостовой части своего летательного аппарата вертикальный киль. Балки, поддерживающие киль, оснащались шарнирами и с помощью тросовой проводки могли отклоняться вверх, не оказывая влияния на управляемость самолета, так как киль не отклонялся относительно набегающего потока.

ДОСТОИНСТВА

В современном понимании главным преимуществом аэродинамической схемы «утка» считается повышение маневренности самолета, что привлекает к этой схеме создателей военной техники. Более высокие маневренные качества самолетов такой схемы оказались очень полезными в совершенствовании характеристик некоторых из созданных в последнее время ультралегких летательных аппаратов.

Еще одним преимуществом самолетов схемы «утка» считается то, что практически всегда можно построить такой летательный аппарат с естественной противоштопорной защитой: срыв воздушного потока на ПГО происходит раньше, чем на крыле, создающем большую часть подъемной силы, поэтому нос самолета в этом случае слегка опускается, и машина возвращается в нормальный полет.

НЕДОСТАТКИ

Существенным недостатком схемы «утка» является то, что летательным аппаратам этой схемы присуща продольная неустойчивость. Вместо того чтобы демпфировать движения самолета относительно поперечной оси (по тангажу), как это делает, например, оперение стрелы, воздействие воздушного потока на переднее горизонтальное оперение усиливает соответствующие возмущения. В своих записках О. Райт отмечал, что устойчивость «утки» по тангажу определяется мастерством летчика[1].

Опыт первых полетов показал, что в том случае, когда на переднем горизонтальном оперении создается значительная подъемная сила, она оказывает существенное влияние на балансировку самолета. Срыв потока на ПГО вызывает примерно такое же воздействие на балансировку летательного аппарата, как, например, складывание пары ножек стола – две другие ножки продолжают поддерживать противоположный конец, и стол падает в ту сторону, где опора отсутствует. Поэтому противоштопорные достоинства самолетов схемы «утка» довольно скоро поблекли. Самолеты этой схемы практически полностью исчезли из практики авиастроения вплоть до того, как в начале второй мировой войны начали проводиться углубленные исследования «утки», нацеленные на поиск возможных путей повышения характеристик маневренности самолетов. Однако и в этот период развития авиации не удалось реализовать достоинства этой схемы.

Лишь в последние годы было создано несколько очень удачных самолетов схемы «утка», которые продемонстрировали преимущества этой схемы в некоторых специфических условиях применения авиационной техники. Однако на этих самолетах уже применялись специальные средства предотвращения мощного срыва потока с ПГО.

---

[1] См., например, письмо О. Райта У. Райту, написанное в 1909 г. (*Аэрокосмическая техника*, 1987, № 11, с. 45, 46). – *Прим. перев.*

Это достигается путем увеличения критического угла атаки за счет выдува потока на ПГО, использования аэродинамических профилей с различными несущими свойствами или применения ПГО в качестве лишь балансировочной поверхности (в этом случае ПГО не создает сколь-нибудь заметного вклада в подъемную силу), например, на самолетах с близким к треугольному крылом большой площади или самолетах-«бесхвостках» с крылом прямой стреловидности. По схеме «утка» построены некоторые из современных ракет, но системы управления этих ракет обычно работают с использованием бортовых ЭВМ и автоматических средств повышения устойчивости, которые вырабатывают и осуществляют балансировочные команды, предотвращающие нарастание возмущений в канале тангажа.

Следует отметить, что все самолеты схемы «утка», реализованные в соответствии с техническим уровнем, достигнутым до 1960-х гг., стали сущим несчастьем. Как бы предвидя это, братья Райт уже в 1909 году (когда они стали использовать колесное шасси, позволяющее приподнять самолет от земли и обеспечить набор угла атаки на разбеге) отказались от ПГО и установили рули высоты в хвостовой части аппарата около руля направления.

Наиболее широкое распространение схема «утка» получила в области ультралегких летательных аппаратов. Этот класс современных летательных аппаратов проделал своеобразный путь назад к полетам того типа, которые выполняли братья Райт и которые характеризуются весьма ограниченным скоростным диапазоном, ограниченной маневренностью и сравнительно небольшой полезной нагрузкой. В период с 1980 по 1983 гг., вероятно, было спроектировано и построено больше самолетов этой схемы, чем за всю предыдущую историю авиации.

«ФЛАЙЕР» БРАТЬЕВ РАЙТ

Первым успешно летавшим аппаратом тяжелее воздуха, оснащенным силовой установкой, стал созданный в 1903 году братьями Райт самолет «Флайер». В 1909 году они построили самолет аналогичной конфигурации, но установили рули высоты в хвостовой части аппарата, как это делали практически все авиаторы (рис. 1.1).

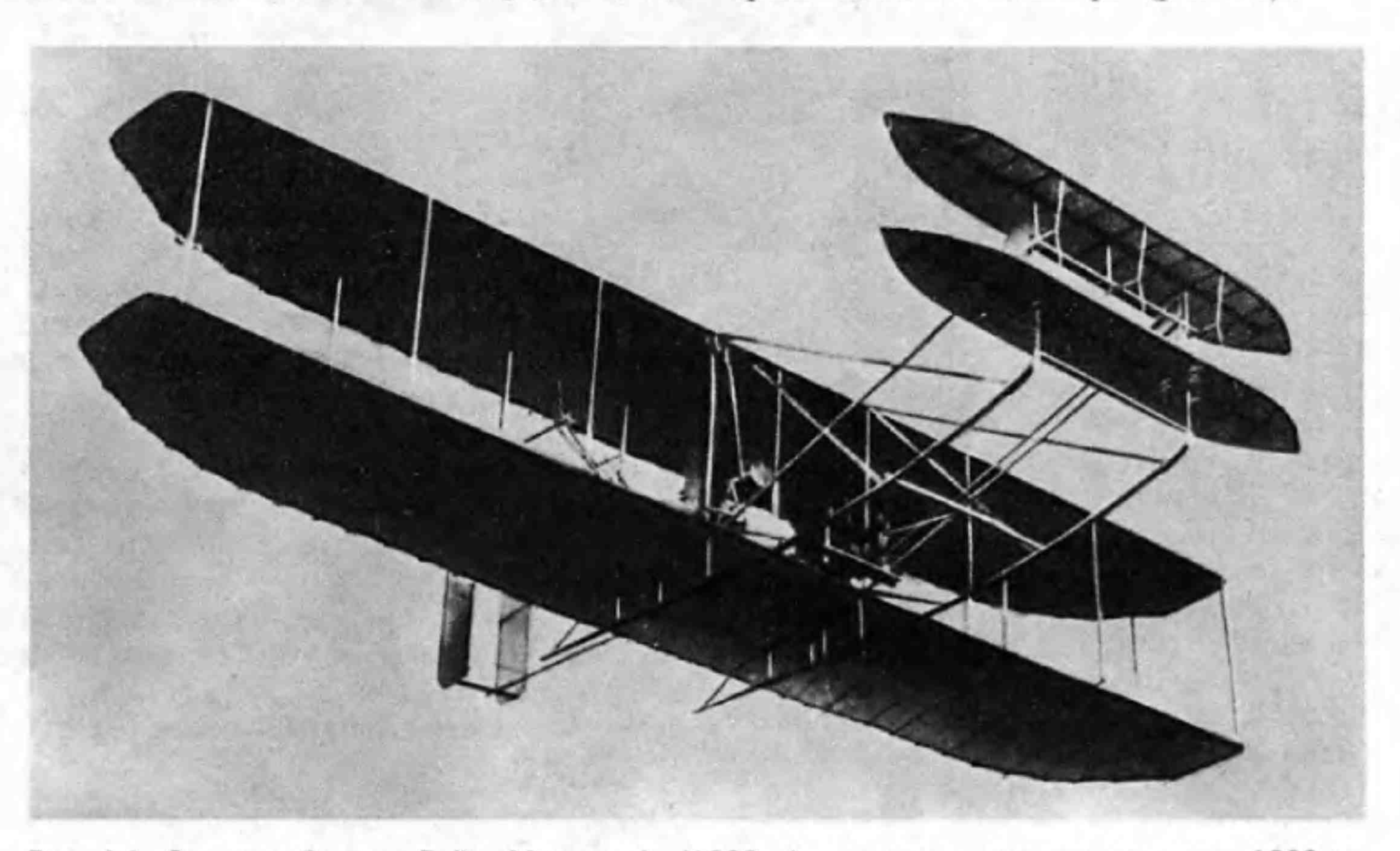


Рис. 1.1. Самолет братьев Райт «Модель *А*» (1908 г.) – один из вариантов самолета 1903 г.

Отметим, что рули высоты бипланной схемы, установленные братьями Райт на самолет 1908 года (модель *A*), не имели перед собой горизонтальных стабилизаторов. Эти аэродинамические поверхности были установлены на шарнирах, ось которых располагалась достаточно далеко от передней кромки. Таким образом, создаваемая на рулях высоты сила естественным образом компенсировалась, и на ручку управления самолетом не передавалась вся действующая на аэродинамические поверхности нагрузка. У поверхности управления такого типа был один недостаток – при возникновении знакопеременных нагрузок (например, при воздействии воздушных порывов) такой орган управления не стабилизировал самолет, как это происходит в случае фиксированного стабилизатора и руля высоты, а вызывал нарастающие возмущения. Впоследствии уже другие авиаторы устранили частично этот недостаток путем установки в схеме «утка» фиксированного горизонтального стабилизатора перед рулями высоты.

Отметим, что ПГО на самолетах братьев Райт использовалось, главным образом, в качестве поверхности аэродинамического управления и не создавало значительного вклада в суммарную подъемную силу. В самолете братьев Райт летчик и двигатель размещались на крыле; при этом центр масс самолета располагается в районе передней кромки крыла (или несколько позади нее), а не впереди нее, как было бы в том случае, если бы на ПГО создавалась подъемная сила, пропорциональная его площади.

Братьям Райт не удалось существенно улучшить свои самолеты после 1909 года. Поперечная управляемость самолета попрежнему обеспечивалась изменением крутки крыла, а привод двух воздушных винтов осуществлялся, как и ранее, через цепную передачу от двигателя, установленного по оси симметрии самолета. Уилбер Райт в 1912 г. умер от тифа, а Орвилл Райт в 1915 г. продал свою фирму.

Основные данные («модель *A*»): силовая установка – двигатель «Райт» мощностью 30 л. с. (22 кВт); размах крыла 11,8 м; площадь крыла 38,6 м^2; взлетная масса 544 кг; максимальная скорость 70,8 км/ч.

«14-БИС» САНТОС-ДЮМОНА

Одним из первых успешно летавших европейских самолетов стал построенный жившим в Париже бразильцем Альберто Сантос-Дюмоном самолет «14-бис» (рис. 1.2). Первый полет этого самолета был осуществлен 26 октября 1906 года.

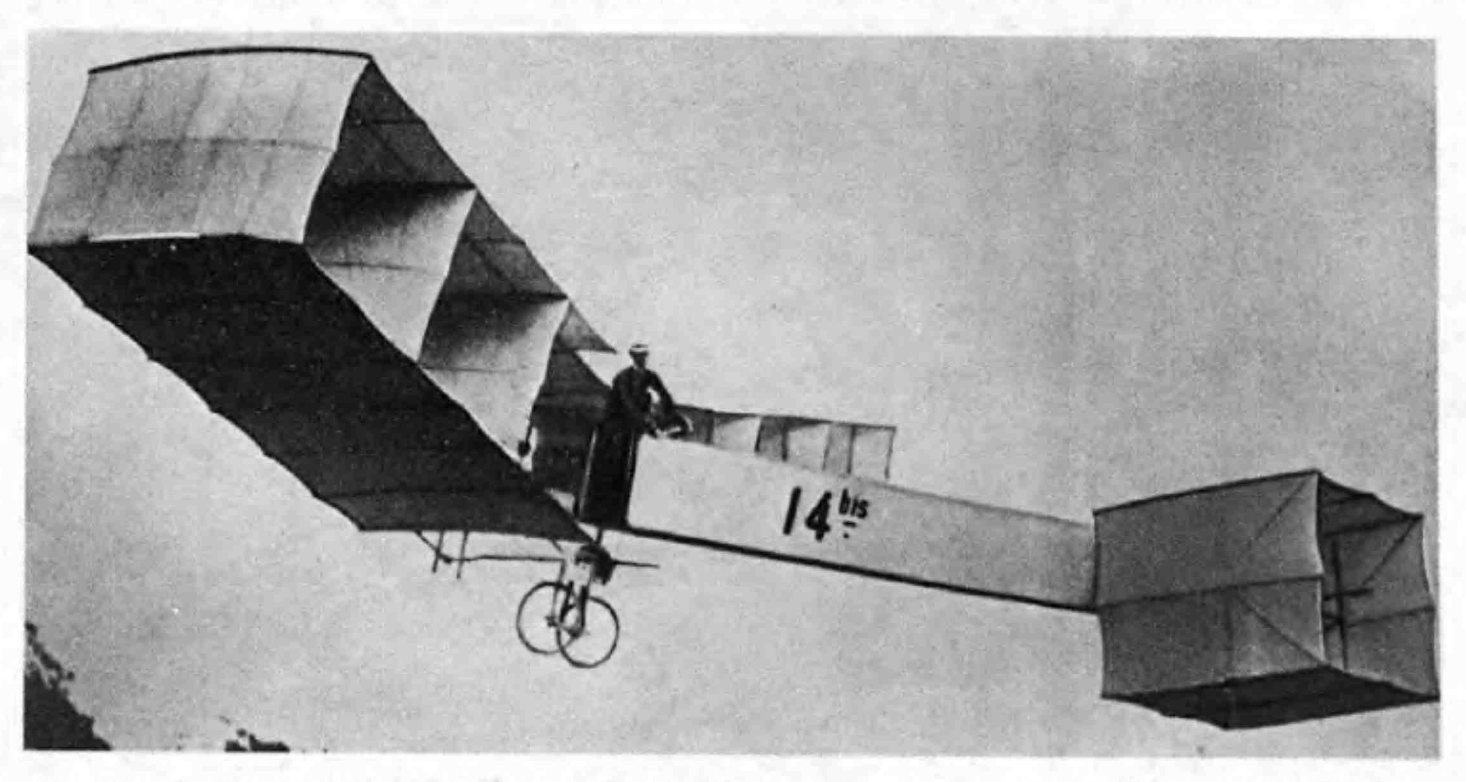


Рис. 1.2. Альберто Сантос-Дюмон в своем самолете «утка» – первом в Европе самолете.

Сантос-Дюмон был уже к этому времени довольно известен как летчик и конструктор – начиная с 1899 года, он построил несколько небольших дирижаблей, на которых неоднократно летал вблизи Парижа. Обозначение созданного Сантос-Дюмоном первого самолета – «14-бис» – возникло потому, что впервые этот самолет оторвался от земли с помощью принадлежавшего Сантос-Дюмону дирижабля № 14.

«14-бис» оснащался двигателем водяного охлаждения мощностью 50 л. с. (36,75 кВт) с толкающим винтом. В ходе первого вылета самолет сделал несколько подскоков, продержался в воздухе 21,4 с и преодолел дистанцию длиной 230 м. По своей аэродинамической схеме этот самолет являлся классической «уткой», на ПГО которой создавалась значительная по величине подъемная сила. На самолете отсутствовал орган управления по крену; конструктор самолета рассчитывал обеспечить боковую устойчивость с помощью V-образности крыла, как это было сделано на самолете «Лэнгли-Аэродром» (см. гл. 2). На самолете «14-бис» летчик размещался перед крылом и двигателем. Сантос-Дюмон летал стоя, так же, как на своих дирижаблях. Конструктор довольно быстро обнаружил присущие схеме «утка» недостатки, и его следующий самолет – знаменитая «Демуазель» (1908 г.) – стал одним из первых классических самолётов с хвостовым оперением и тянущим воздушным винтом.

Основные данные: силовая установка – двигатель «Антуанетт» мощностью 24 л. с. (17,6 кВт), которая затем была повышена до 36,75 кВт; размах крыла 11,2 м; площадь крыла 52 м^2; взлетная масса 300 кг; максимальная скорость 40 км/ч.

ГИДРОСАМОЛЕТ ФАБРА

Уникальная конструкция, созданная Анри Фабром, известна как первый летательный аппарат тяжелее воздуха, поднявшийся с поверхности воды при помощи собственной силовой установки. Полет этого самолета (рис. 1.3) был выполнен 28 марта 1910 года. В этом полете удалось продемонстрировать, что самолеты могут осуществлять взлет с поверхности воды так же, как и с поверхности земли. Впоследствии американец Гленн Кертисс организовал регулярную эксплуатацию гидросамолетов, начиная с 26 января 1911 г.

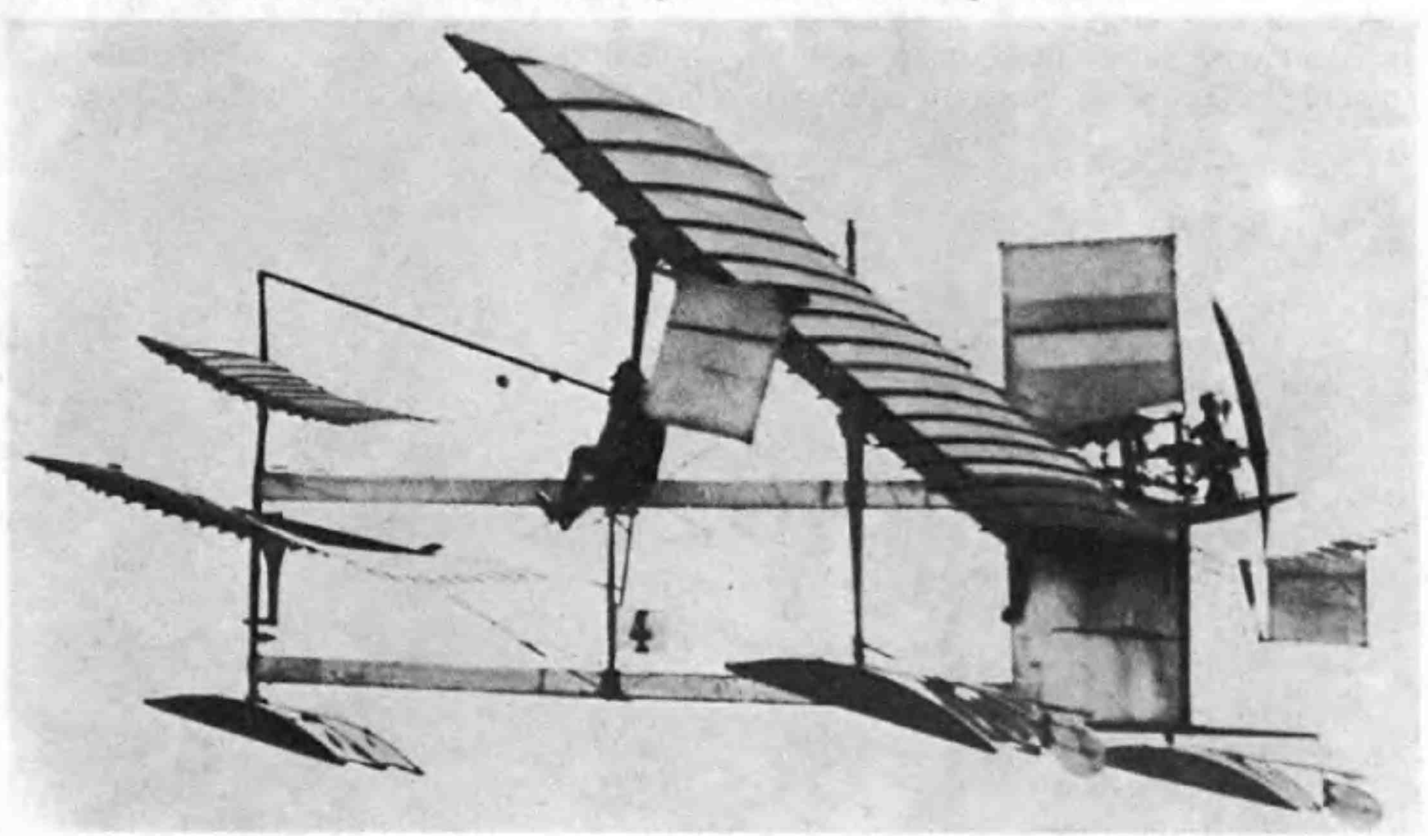


Рис. 1.3. Французский моноплан схемы «утка» конструктора Фабра, созданный в 1910 г., стал первым самолетом, взлетевшим с поверхности воды.

Гидросамолет Фабра был выполнен по классической схеме «утка» с существенной аэродинамической нагрузкой на ПГО. Летчик размещался между ПГО и крылом. Руль высоты представлял собой отдельную поверхность, размещенную в верхней части аппарата, которой летчик управлял непосредственно с помощью ручки управления и жесткой тяги. Неподвижная передняя аэродинамическая поверхность имела довольно большой размах; этот самолет вполне можно классифицировать как самолет с тандемными крыльями.

Следует отметить оригинальность силовой установки этого самолета – семицилиндрового звездообразного двигателя «Гном», установленного за крылом, а также использования вертикального оперения большой площади на фюзеляже и крыле. Поплавки с плоским дном имели водоизмещение, едва достаточное для поддержания машины на плаву; весьма сомнительно, что они смогли бы удержать аппарат на плаву при грубой посадке.

Основные данные: силовая установка – звездообразный двигатель «Гном» мощностью 50 л. с. (36,75 кВт); размах крыла 14 м; площадь крыла 17 м^2; взлетная масса 475 кг; максимальная скорость 88,5 км/ч.

«ДЕПЕРДЮССЭН»

Французский самолет схемы «утка» «Депердюссэн» был показан на французской авиационной выставке 1911 г., однако информация о выполнении этим самолетом последующих полетов отсутствует.

ПГО этого самолета состоит из неподвижного стабилизатора и подвижных рулей высоты, которые установлены на передающих крутящий момент трубках, закрепленных на законцовках стабилизатора (вместо того, чтобы подвесить их на шарнирах позади стабилизатора). Кроме того, вертикальное оперение с подвижным рулем направления также было установлено в носовой части самолета, а не в хвостовой, как это сделано на большинстве самолетов схемы «утка» (рис. 1.4).

Двигатель самолета, расположенный в фюзеляже впереди летчика, с помощью вала, проходящего в нижней части фюзеляжа, соединяется цепным приводом с двумя воздушными винтами. Именно эти воздушные винты и представляют собой уникальную особенность самолета «Депердюссэн» – в нем впервые применены соосные воздушные винты, вращающиеся в противоположных направлениях для нейтрализации кру-

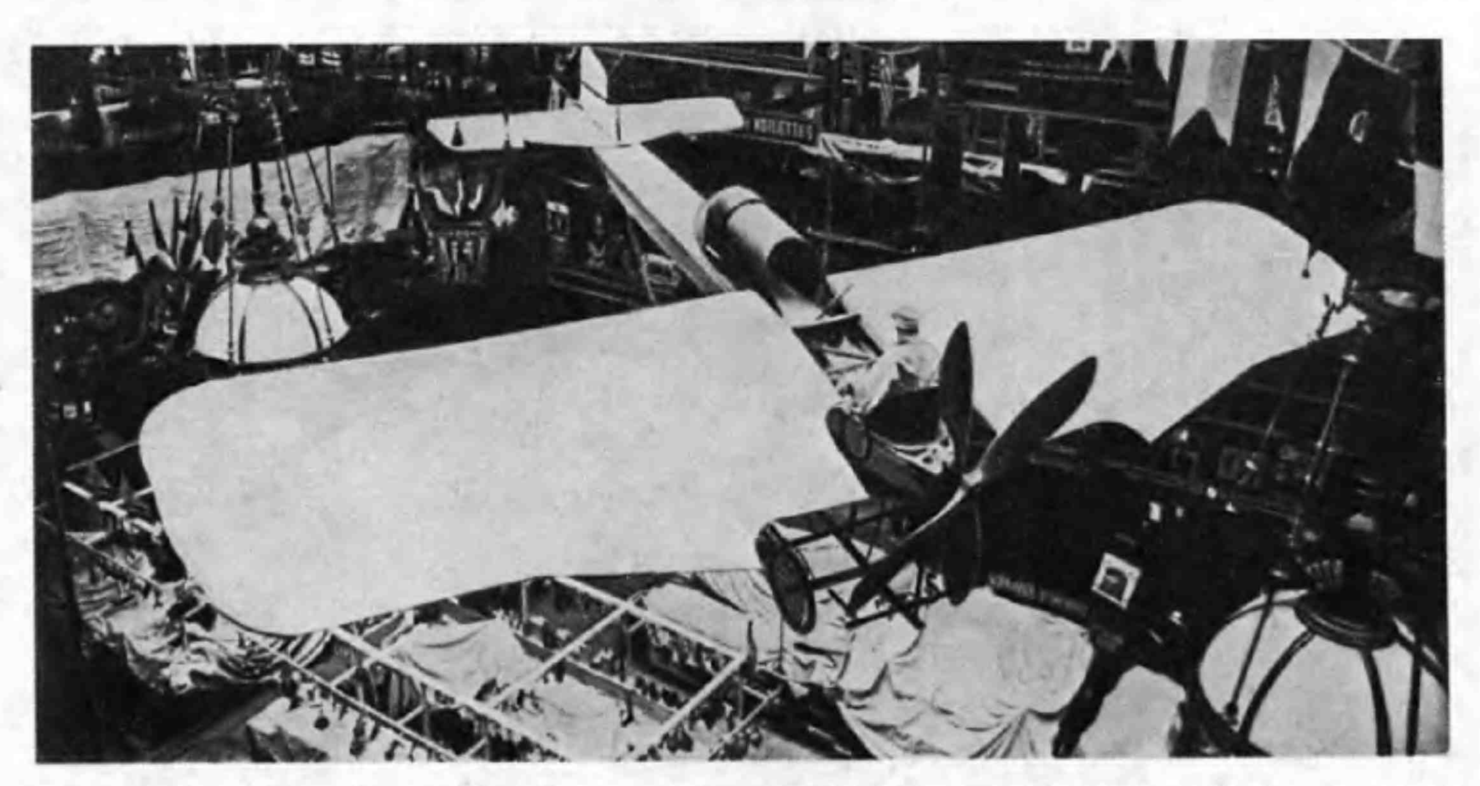


Рис. 1.4. Французский самолет «Депердюссэн» (1911 г.) являлся не только «уткой», но и первым самолетом с соосными винтами.

тящего момента и уменьшения диаметра воздушного винта при заданной мощности (что позволяло использовать более короткие опоры шасси). Установка толкающих винтов в хвостовой части самолета создала довольно сложную проблему, поскольку необходимо было обеспечить требуемый из условий безопасности зазор между воздушными винтами и землей.

«ВУАЗЕН»

К 1912 году преимущества нормальной аэродинамической схемы с хвостовым оперением по сравнению с «уткой» стали очевидны для всех авиаконструкторов, но все же некоторые продолжали пытаться получить удовлетворительные результаты и в этой схеме. Одним из наиболее известных самолетов 1912 года, участвовавших в популярных гонках морских самолетов на воздушных выставках в Монако, стал французский «Вуазен».

ПГО этого самолета состояло из неподвижного горизонтального стабилизатора, создающего значительную по величине подъемную силу (обратите внимание на большой угол установки ПГО), и подвешенных на шарнирах за стабилизатором рулей высоты. Руль направления также располагался впереди, но вертикального оперения в современном понимании на самолете не было. Путевая устойчивость самолета должна была обеспечиваться с помощью вертикальных аэродинамических поверхностей между крыльями самолета. Пилот располагался перед крылом, а двигатель был установлен в фюзеляже, несколько впереди задней кромки крыла. Этот двигатель приводил в движение толкающий винт, соединенный с ним посредством длинного вала (рис. 1.5).

Главным недостатком схемы с толкающим винтом для гидросамолетов как в то время, так и сейчас является попадание на воздушный винт брызг воды, образующихся при движении поплавков.

Основные данные: силовая установка – звездообразный двигатель «Гном» мощностью 80 л.с. (58,8 кВт); размах крыла 13,5 м; площадь крыла 35 м²; взлетная масса 550 кг; максимальная скорость 99,8 км/ч.

«ПАРУСНЫЙ» ПЛАНЕР Р. ПЛАТЦА

Вероятно, наиболее необычным из всех созданных по схеме «утка» летательных аппаратов был построенный в 1923 году Р. Платцем планер с гибким крылом. Рейнгольд Платц, главный конструктор немецкой фирмы «Фоккер» в 1917–1918 гг., после

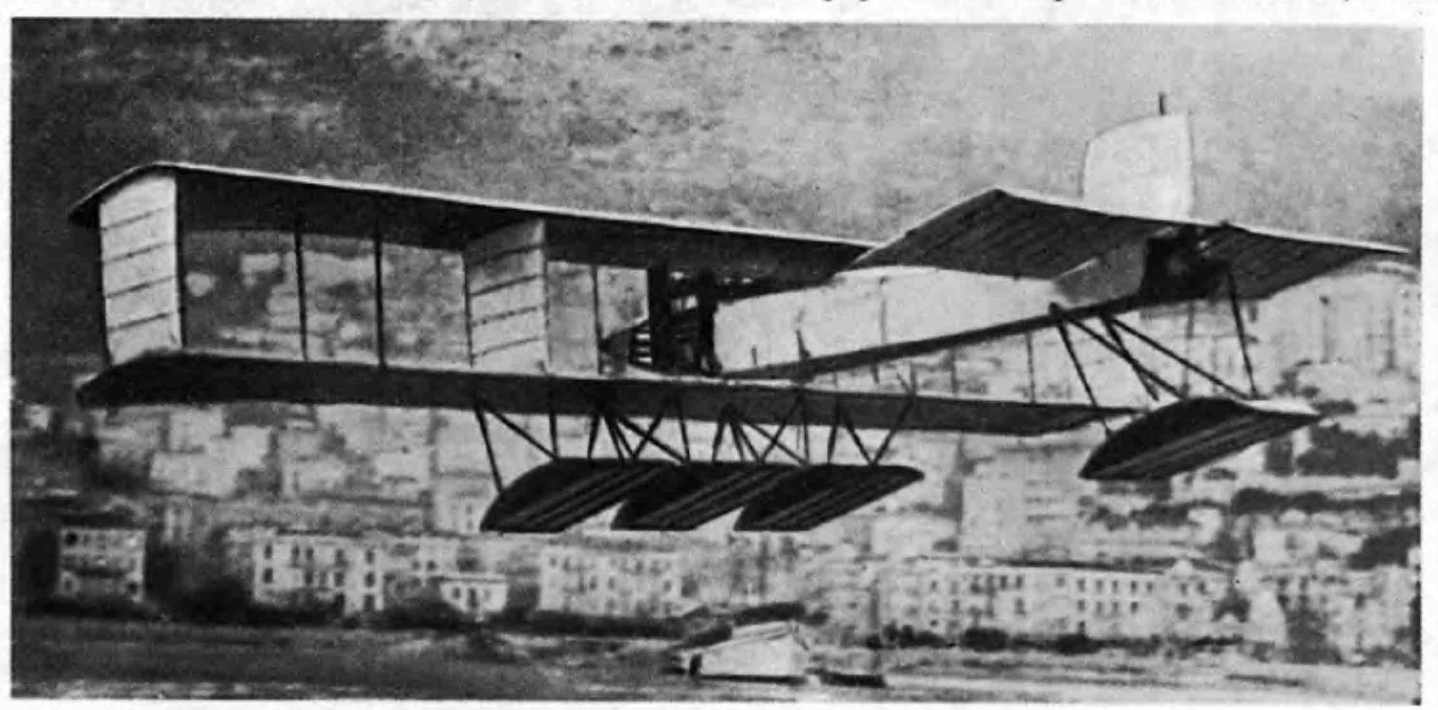


Рис. 1.5. Французский гидросамолет схемы «утка» «Вуазен» (1912 г.) отличался своеобразной компоновкой четырех плоскодонных поплавков.

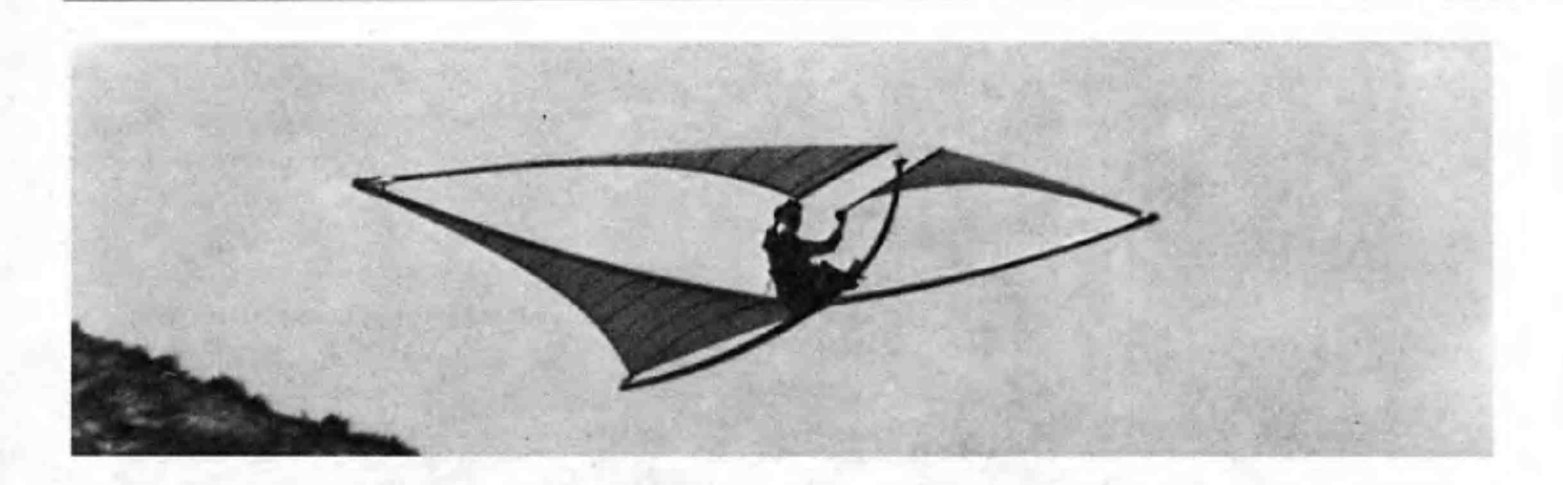


Рис. 1.6. Размах передней и задней несущих плоскостей планера Платца (1923 г.) был одинаковым, но из-за различия площадей и выполняемых функций его следует скорее считать самолетом схемы «утка», а не летательным аппаратом с тандемным крылом.

окончания первой мировой войны переехал в Голландию. Когда в начале 1920-х гг. в Европе стал популярен планерный спорт, Платц создал этот удивительный сверхпростой планер.

Планер Р. Платца имеет лишь две жесткие детали – продольную балку, образующую фюзеляж, и лонжерон крыла. Несущие поверхности планера напоминают главные паруса и кливеры двух небольших парусных лодок, как бы соединенных под углом 180° по ватерлинии. Платц использовал для несущих поверхностей цельные куски ткани, опередив, таким образом, почти на 40 лет знаменитое крыло Рогалло, но в то время из этой идеи ничего не вышло. Так как конструкция планера состояла всего лишь из двух балок, весь летательный аппарат можно было свернуть и унести на плече или же везти на велосипеде!

Система управления планера не имела аналогов ни в прошлом, ни в настоящем. Летчик, перемещая руками концы балок ПГО, управлял этими несущими поверхностями (рис. 1.6). После достижения балансировки самолета, необходимой для выполнения горизонтального полета, летчик опускал обе руки для увеличения подъемной силы и создания момента на кабрирование или же приподнимал обе руки вверх, опуская таким образом нос планера. Для выполнения левого поворота он слегка приподнимал левую руку и несколько опускал правую для обеспечения дифференциального отклонения поверхностей управления (аналогично тому, как это делается с помощью элеронов). Планер Платца летал, но насколько хорошо – сейчас установить трудно. Пратически все материалы утеряны, за исключением коротких информационных сообщений в публикациях 1923 г.

«ЭНТЕ» ФИРМЫ «ФОККЕ-ВУЛЬФ»

Одним из наиболее известных самолетов схемы «утка» в 1920-е гг. и позже был созданный немецкими конструкторами Д. Фокке и Г. Вульфом самолет FW-19a «Энте». Кстати, «энте» в переводе с немецкого означает «утка» и так же, как в других языках, имеет два значения. FW-19a выполнен по классической схеме «утка». Значительная часть подъемной силы самолета создавалась на ПГО, а пассажирская кабина располагалась в районе центра тяжести, который находился заметно впереди крыла (рис. 1.7).

Стремясь сделать рули высоты более эффективными, конструкторы установили их несколько ниже стабилизатора на внешних кронштейнах; это было сделано для обеспечения лучшего обтекания рулей высоты за счет эффекта щели. Как и многие другие созданные ранее самолеты этой схемы, FW-19a имел очень большое вертикальное оперение с рулем направления, что объяснялось относительно малым плечом вертикального оперения по сравнению с самолетами нормальной схемы или «утками» типа «Депердюссэн» или «Вуазен» (ко-



Рис. 1.7. Один из наиболее известных самолетов схемы «утка» – немецкий самолет «Фокке-Вульф» 19а (1927 г.).

торые оснащались «неустойчивыми» рулями направления, установленными на носу самолета). Несмотря на вертикальное оперение большой площади, на крыле самолета FW-19a пришлось установить дополнительные поверхности вертикального управления.

«Энте» сначала летал успешно, но в сентябре 1927 года разбился. Второй экземпляр этого самолета выполнял полеты на протяжении нескольких лет. Можно считать, что основной вклад этого летательного аппарата в развитие авиационной техники состоит в том, что на нем снова было внедрено в практику самолетостроения трехопорное шасси с носовым колесом (от такой схемы шасси отказались в начале первой мировой войны).

Основные данные: силовая установка – два двигателя SH-14 мощностью 100 л. с. (73,5 кВт) каждый фирмы «Сименс»; размах крыла 10 м; взлетная масса 1650 кг; максимальная скорость 141,5 км/ч.

«РААБ КАТЦЕНШТЕЙН»

Немецкая фирма «Рааб Катценштейн» в результате комбинации техники создания планеров и некоторых аэродинамических принципов, заложенных в самолет FW-19a фирмы «Фокке-Вульф», разработала одноместный самолет схемы «утка» с толкающим винтом и трехколесным шасси (рис. 1.8). В носовой части самолета располагался горизонтальный стабилизатор с установленными в шарнирном соединении рулями высоты, а вертикальное оперение с рулями направления размещалось между крыльями. Необходимо упомянуть расположенную в хвостовой части самолета скользящую опору, которая служила для предотвращения касания пропеллером земли в том случае, когда превышался предельно допустимый взлетный или посадочный угол.

Если исходить из критериев схемы «утка», эта машина была вполне традиционной. Уникальной особенностью самолета являлись встроенные ракетные ускорители для разгона при взлете. Крейсерский полет выполнялся с использованием обычного поршневого двигателя. Техника обеспечения укороченного взлета с помощью ракетных ускорителей интенсивно отрабатывалась во время второй мировой войны, а впоследствии нашла широкое применение на реактивных самолетах.



Рис. 1.8. Немецкий одноместный спортивный самолет схемы «утка» «Рааб Катценштейн», созданный в середине 1920-х гг.

«GB АСЕНДЕР»

Хорошим примером использования стандартных самолетных узлов в нетрадиционных схемных решениях с целью создания необычных экспериментальных конструкций является самолет «GB Асендер», построенный в 1931 г. (рис. 1.9). На самолете использовано крыло большого удлинения (размах крыла 11 м) с расчалками. В качестве силовой установки применялся двухцилиндровый двигатель мощностью 30 л. с. (22 кВт) с серийного одноместного легкого самолета «С-2 Аэронка». «GB Асендер» являлся, по сути дела, мотопланером.

«Асендер»[1)] (свое название самолет получил ввиду явно выраженного направления движения в процессе полета) был разработан фирмой «Гренвилл бразерс», которая имела небольшие мастерские по сборке самолетов в аэропорту города Спрингфилд (шт. Массачусетс). Вскоре владельцы фирмы братья Гренвилл прославились производством рекордных гоночных самолетов

[1)] Ascender (англ.) – набирающий высоту.– *Прим. перев.*



Рис. 1.9. «GB Асендер» (1930 г.) был построен из основных агрегатов стандартного американского самолета «С-2 Аэронка».

серии GB (название серии самолетов основано на первых буквах названия фирмы).

«Асендер» являлся экспериментальным самолетом. На нем были опробованы некоторые технические новинки; в частности, это касается размещения силовой установки. Как и на самолетах FW-19a и «Рааб Катцентшейн», горизонтальное положение фюзеляжа позволило оснастить самолет трехколесным шасси с носовой опорой. Такая схема шасси существенно опередила свое время, и потребовались долгие годы для того, чтобы она снова завоевала всеобщее признание. Отметим подобие «Асендера» и FW-19a в том, что оба самолета имеют очень большое вертикальное оперение, выполненное в виде интегральной части хвостового отсека фюзеляжа.

SS-4 «АМБРОЗИНИ»

Цельнометаллический самолет SS-4 был создан в 1939 г. в результате попытки построить самолет схемы «утка» итальянской фирмой «Пассиньяно-Амброзини». Первый аппарат – небольшой спортивный самолет SS-3 с двигателем мощностью 38 л. с. (28 кВт) – назывался «Анитра» (в переводе с итальянского – «утка»).

На основе отработанной при создании SS-3 аэродинамической схемы был создан наиболее тяжелый самолет схемы «утка» того времени – SS-4 с двигателем «Изетта-Фраскини» мощностью 960 л. с. (705,6 кВт). По своему назначению это был самолет-истребитель с убирающимся трехопорным шасси и мощным стрелково-пушечным вооружением, состоящим из одной пушки калибра 30 мм и двух пушек 20-мм калибра (рис. 1.10). В свое время этот самолет обладал более высокими (из двух «уток») летно-техническими характеристиками (его максимальная скорость составляла около 570 км/ч). Успешно пройдя через два года интенсивных испытаний, он разбился из-за отказа двигателя.

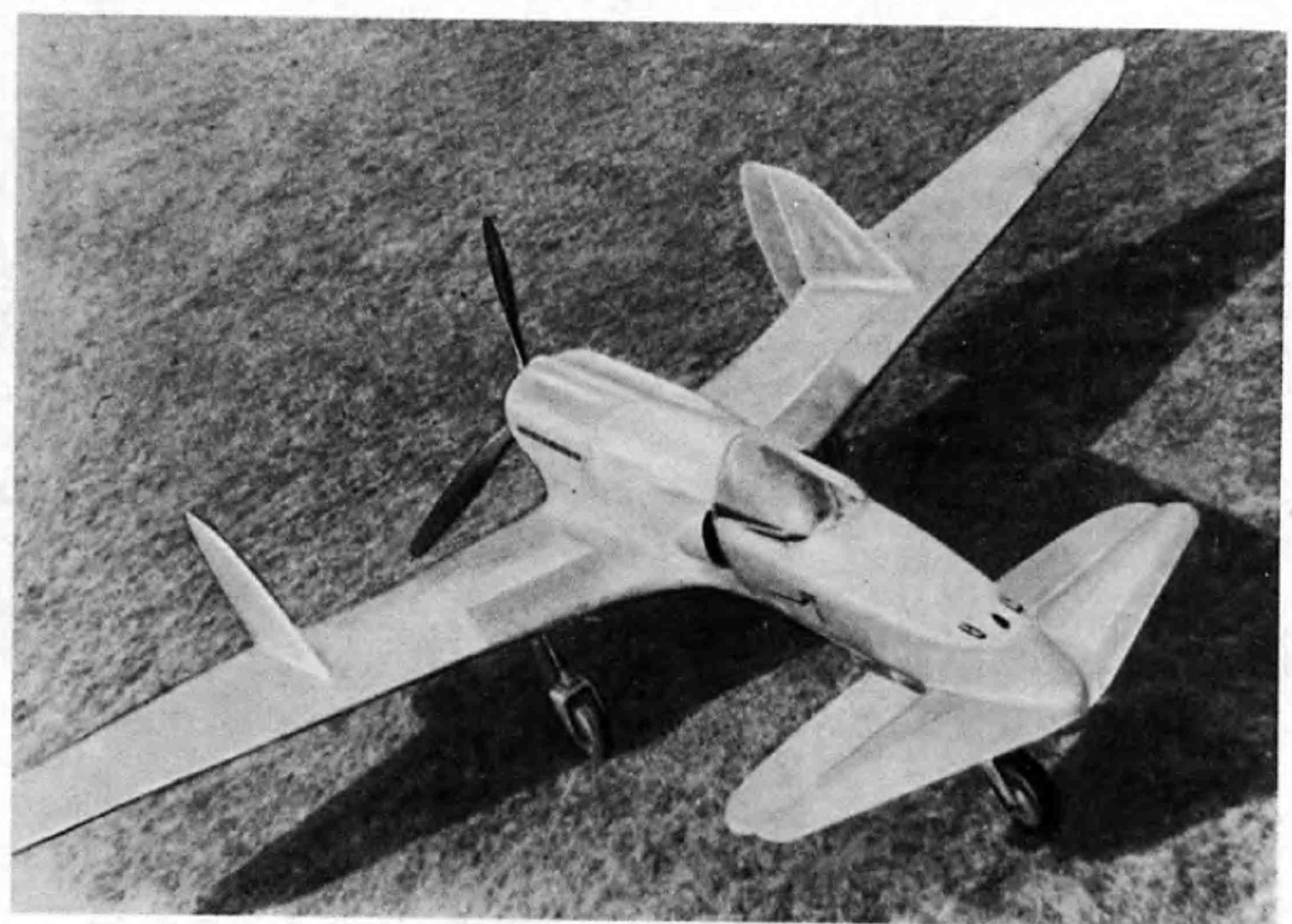


Рис. 1.10. Итальянский истребитель «Амброзини-4» обладал наивысшими характеристиками среди всех самолетов схемы «утка», созданных со времен братьев Райт.

Горизонтальное оперение самолета состояло из неподвижного стабилизатора и традиционных рулей высоты. Проблема малого плеча вертикального оперения и рулей направления была разрешена путем применения на самолете двухкилевого вертикального оперения (кили расположены на середине размаха каждой из консолей крыла небольшой стреловидности). Подобная аэродинамическая компоновка впоследствии была использована на некоторых самолетах схем «утка» и «бесхвостка».

Условия военного времени не позволили провести полный цикл летно-конструкторских испытаний, поэтому второй опытный образец SS-4 не был окончательно построен, а фирма сосредоточила свои усилия на совершенствовании традиционных моделей, находившихся в серийном производстве.

Общие летно-технические характеристики SS-4 так и не были превзойдены другими винтовыми самолетами схемы «утка».

ЛЕТАЮЩАЯ МОДЕЛЬ CW-24B ФИРМЫ «КЕРТИСС»

В 1940 г. Вооруженные Силы США предложили авиастроительным фирмам разработать серию новых самолетов-истребителей с существенно лучшими, чем достигнутые к тому времени, летно-техническими характеристиками путем использования нетрадиционных аэродинамических и компоновочных схем. Крупная авиастроительная фирма из Буффало (шт. Нью-Йорк) «Кертисс-Райт корпорейшн» ответила на призыв Вооруженных Сил созданием самолета CW-24. При разработке самолета специалисты фирмы избрали довольно осторожный, но в то же время уникальный подход к решению проблемы. Самолет был спроектирован и построен в отделении фирмы «Кертисс-Райт» в Сент-Луисе (шт. Миссури).

Вместо того чтобы сразу приступить к созданию летного образца самолета, фирма «Кертисс» построила легкую натурную летающую модель (основные материалы CW-24B – древесина и ткань). Модель (рис. 1.11) была отправлена в летно-испытательный центр ВВС США Мьюрок-Драй-Лейк (шт. Калифорния) для проведения летных испытаний. В ходе проектирования и заводских испытаний удалось узнать слишком мало о самолете столь необычной схемы: именно этим и объясняется принятый фирмой план разработки.

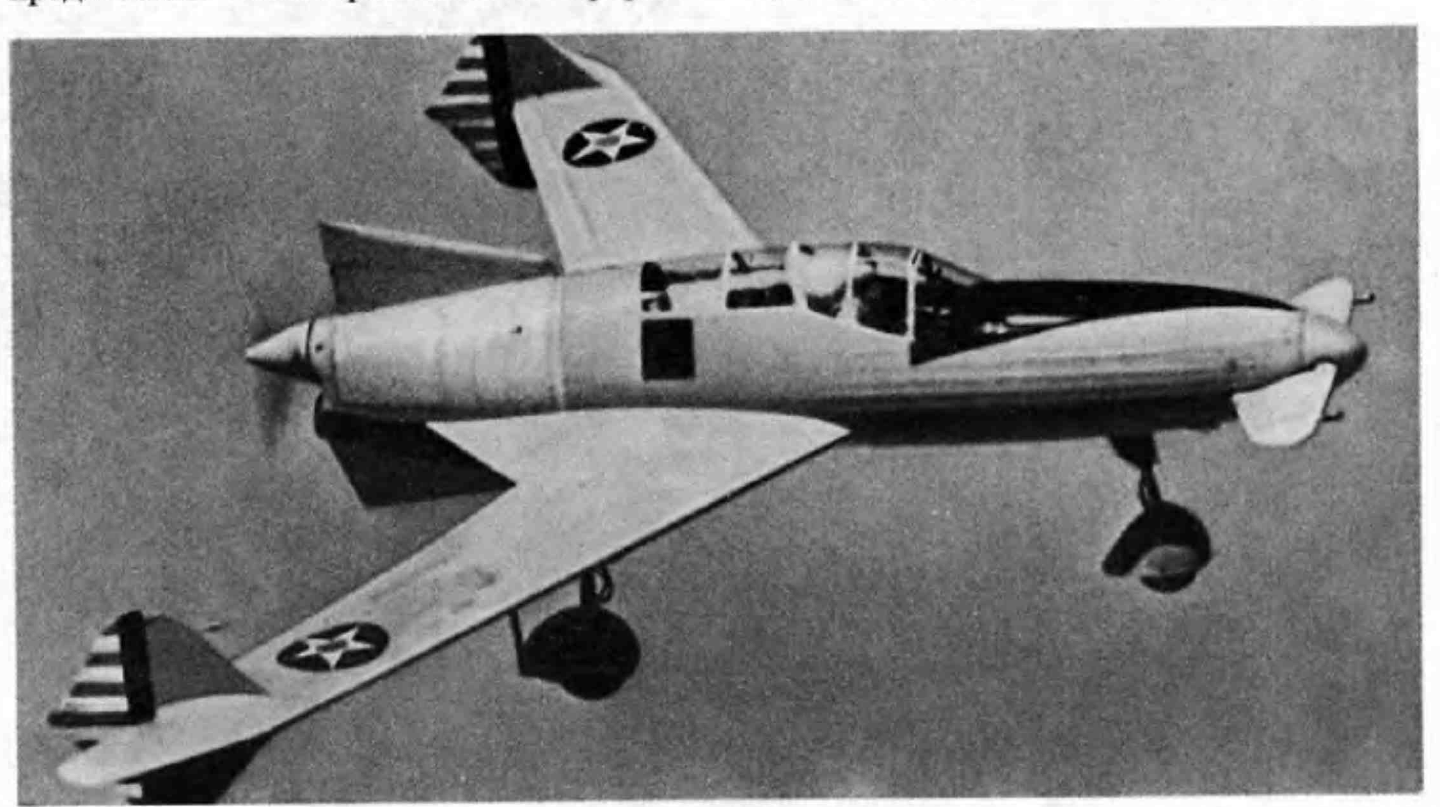


Рис. 1.11. Легкая летающая модель CW-24B схемы «утка» (фирма «Кертисс-Райт», конкурс на разработку нового истребителя, 1941 г.).

CW-24B оснащался двигателем воздушного охлаждения мощностью 275 л.с. (202 кВт) фирмы «Менаско». Шасси самолета – трехколесное с носовой опорой. ПГО не создавало сколь-нибудь существенного вклада в суммарную подъемную силу, а использовалось исключительно как балансировочная поверхность. В принципе, стреловидное крыло CW-24B позволяет рассматривать этот самолет как бесхвостку со стреловидным крылом и рулями высоты на носовой части фюзеляжа (вместо используемых обычно элевонов, см. гл. 3).

После успешного завершения программы летных испытаний, в ходе которой было выполнено 169 полетов, в конструкцию самолета были внесены различные изменения (в частности, несколько раз менялась геометрия вертикального оперения и крыла в зоне его установки). Затем CW-24B был отправлен в экспериментальный центр Национального консультативного комитета США по аэронавтике (NACA) с целью проведения экспериментов в крупногабаритной аэродинамической трубе (Лэнгли-Филд, шт. Виргиния).

XP-55 «АСЕНДЕР» ФИРМЫ «КЕРТИСС»

После успешного завершения испытаний летающей модели CW-24B Вооруженные Силы США приняли решение о том, что принятая аэродинамическая схема пригодна для создания на ее основе нового истребителя, после чего с фирмой «Кертисс» был подписан контракт на постройку трех самолетов CW-24, получивших войсковое обозначение XP-55 (буква X означает «экспериментальный», P – самолет-преследователь, модель № 55).[1)]

XP-55 (рис. 1.12) был рассчитан на новый двигатель фирмы «Пратт-Уитни» X-1800 мощностью 2200 л.с. (1600 кВт). Так как сроки поставки нового двигателя были сорваны, все три XP-55 были перепроектированы под установку более старого и хорошо зарекомендовавшего себя в эксплуатации двигателя V-1710 мощностью 1275 л.с. (937 кВт) фирмы «Эллисон», который использовался на предвоенных истребителях P-38 фирмы «Локхид» и P-40 фирмы «Кертисс». Срыв сроков разработки X-1800 и других новых двигателей сущест-

[1)] Вооруженные Силы США обозначали свои самолеты-истребители буквой «P» с 1924 г. В 1948 г. вместо буквы «P» в обозначениях самолетов-истребителей была принята буква «F» (от слова Fighter). В то же время цифровая нумерация сохранялась. Например, если бы XP-55 продолжали находиться на вооружении ВВС США, их обозначение изменилось бы на XF-55.



Рис. 1.12. После успешных испытаний CW-24B фирма «Кертисс-Райт» получила контракт на постройку трех опытных истребителей XP-55 «Асендер».

венно осложнил работы по созданию нескольких новых самолетов-истребителей, в том числе самолетов нетрадиционных схем.

Первый образец XP-55 впервые летал 19 июня 1943 г., но в ноябре того же года этот самолет разбился, попав в перевернутый плоский штопор после сваливания. Летчик сумел покинуть машину и спустился на землю на парашюте после того, как самолет потерял около 5 км высоты. Успешному покиданию самолета способствовала специальная система отстрела лопастей воздушного винта (на самолетах подобных схем с толкающим винтом покидание самолета осложняется опасностью попадания летчика в ометаемое винтом пространство).

Постройка второго летного экземпляра XP-55 зашла слишком далеко для того, чтобы в него можно было легко внести изменения, потребовавшиеся на основании опыта летно-конструкторских испытаний XP-55 № 1; поэтому второй экземпляр самолета выполнял полеты с ограничениями (включая запрет вводить самолет в сваливание на высоте менее 6 100 м). В конструкцию третьего экземпляра XP-55 были внесены требуемые изменения: размах крыла был увеличен, так же как и диапазон отклонения рулей высоты. На третьей летной машине впервые было установлено вооружение (четыре пулемета калибра 12,7 мм). Летные испытания XP-55 № 3 начались в апреле 1944 г. Этот самолет стал самым тяжелым для своего времени самолетом схемы «утка». Хотя скорость XP-55 была на 56 км/ч выше, чем у итальянского SS-4, в целом его характеристики были хуже.

Третий экземпляр XP-55 разбился 7 мая 1945 года, выполняя медленную бочку на военно-воздушном параде. Второй экземпляр самолета в настоящее время находится в Национальном музее авиации и космонавтики США.

Основные данные: силовая установка – двигатель V-1710-95 мощностью 1275 л. с. (937 кВт) фирмы «Эллисон»; размах крыла 12,64 м; площадь крыла 19,44 м^2; взлетная масса 3497 кг; максимальная скорость 628 км/ч на высоте 5880 м.

ЛЕТАЮЩИЕ МОДЕЛИ МАЙЛЗА

Экстренные требования войны открыли новые возможности проведения авиационных разработок, которые в условиях мира, вероятно, никогда не были бы осуществлены. Было необходимо существенно улучшить летно-технические характеристики боевых самолетов. В 1940 г. перед авиацией военно-морских сил Великобритании встала проблема использования боевых истребителей, базирующихся на авианосцах. Несколько авиационных фирм получили контракты на проведение соответствующих работ. «Майлз эркрафт» – небольшая фирма, специализирующаяся на постройке учебных самолетов, – сформулировала несколько предложений по созданию самолетов схемы «утка», которые были отвергнуты представителями авиации ВМС.

Несмотря на эту неудачу, фирма продолжила собственные работы по созданию дешевой пилотируемой летающей модели, предназначенной для проверки правильности выбранных принципов решения поставленной задачи. Несмотря на то, что фирме не удалось решить задачу полностью, созданные ею летающие модели показали довольно успешные результаты. Впоследствии правительство приобрело у фирмы эти макеты и провело дополнительные испытания, однако разрешения на разработку настоящего истребителя так и не последовало.

Летающая модель М.35 представляет собой одноместный самолет с фиксированным передним горизонтальным стабилизатором, оснащенным рулями высоты (рис. 1.13). На крыле, имеющем размах 6,1 м, установлены элероны. В хвостовой части размещается двигатель «Джипси Мейджер» мощностью 130 л. с. (95,55 кВт). Площадь крыла 12,56 м^2. Снизу в хвостовой части фюзеляжа установлен неподвижный киль с предохранительным хвостовым колесом для предотвращения касания земли воздушным винтом. Вертикальное двухкилевое оперение на законцовках крыла, в виде концевых шайб, аналогично используемому на многих самолетах схемы «бесхвостка». Для упрощения конструкции трехопорное шасси в полете не убирается.



Рис. 1.13. Английский самолет «Майлз М.35», снабженный трехопорным шасси с носовым колесом и хвостовой колесной опорой для предотвращения касания земли воздушным винтом в случае превышения взлетного или посадочного угла.

Взлетная масса летающей модели 840 кг. Особенностью этого самолета, если сравнивать его с рассмотренными ранее «утками», является размещение летчика в носовой части самолета, что обеспечивало ему великолепный обзор для выполнения технически сложной посадки на авианосец.

Фирма «Майлз» построила и более совершенную, двухдвигательную модель – М.39 (рис. 1.14), аэродинамическая схема которой близка к М.35. М.39 оснащалась двумя двигателями «Джипси Мейджер-2С» мощностью 140 л. с. (103 кВт). В целом самолет несколько напоминал FW-19a, однако отличался использованием более совершенных технических и аэродинамических решений. Так же, как и его предшественник М.39, самолет прошел государственные испытания, но решение о серийном производстве принято не было.

Основные данные: размах крыла 11,4 м; максимальная скорость 264 км/ч.

J7W-1 «ШИНДЕН» ФИРМЫ «КЮСЮ»

Японские авиастроительные фирмы приступили к созданию самолетов схемы «утка» в конце второй мировой войны. Конструктором описываемого самолета был капитан военно-морских сил Японии Митинори Цурума, который задумывал свой самолет как реактивный. Однако этот самолет пришлось оснастить радиальным



Рис. 1.14. Самолет «Майлз М.39В», снабженный двумя двигателями с тянущими винтами и убирающимся трехопорным шасси с носовым колесом.

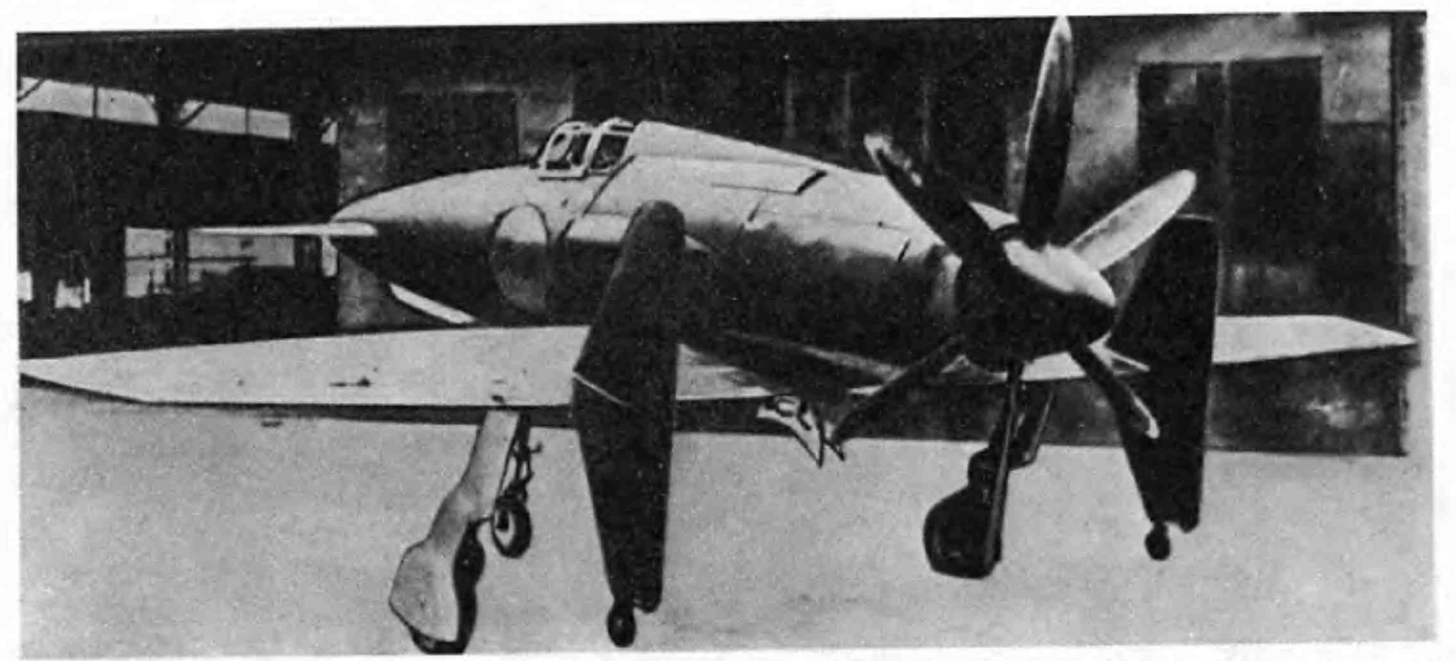


Рис. 1.15. Построенный в 1945 г. японский самолет «Шинден» фирмы «Кюсю» был спроектирован под реактивный двигатель, но из-за его отсутствия оснащался поршневым двигателем с уникальным шестилопастным винтом.

поршневым двигателем типа НА 43-42 мощностью 2130 л. с. (1565,5 кВт) фирмы «Мицубиси», приводящим в движение уникальный шестилопастный толкающий винт (рис. 1.15). Проект выглядел столь привлекательно, что еще до того, как совершил полет первый опытный образец «Шинден» (в переводе с японского «волшебная молния»), ВМС Японии заказали 1800 таких самолетов фирме «Кюсю Хикоки». На самолет предполагалось устанавливать стрелково-пушечное вооружение, в частности, четыре пушки калибра 30 мм.

Первый полет этого самолета состоялся 3 августа 1945 года незадолго до окончания войны. Единственный уцелевший образец опытного самолета впоследствии был изучен специалистами и в настоящее время находится на хранении в Национальном музее авиации и космонавтики США.

Основные данные: размах крыла 11,1 м; взлетная масса 4923 кг; максимальная скорость 750,3 км/ч.

Х-10 ФИРМЫ «НОРТ АМЕРИКЕН»

После окончания второй мировой войны ВВС США приступили к созданию серии исследовательских самолетов (как пилотируемых, так и беспилотных), получившей обозначение Х. Один из этих экспериментальных самолетов – Х-1 с ракетным двигателем – был первым самолетом, превысившим скорость звука. Некоторые самолеты серии Х стали опытными, а впоследствии и серийными образцами авиационной техники, другие так и остались в разряде экспериментальных.

Один из таких самолетов, построенный главным образом в качестве летающей лаборатории для отработки бортовых систем более совершенных самолетов, – беспилотный экспериментальный самолет Х-10 фирмы «Норт Американ» (рис. 1.16) – был разработан и испытан в период с 1953 по 1959 гг. Самолет оснащен большим крылом, близким по форме к треугольному, и цельноповоротным передним горизонтальным оперением, которое использовалось исключительно для балансировки машины, аналогично тому, как это делалось на CW-24B и XP-55. Силовая установка самолета состояла из двух реактивных двигателей J-40 фирмы «Вестингауз». Новым в конструкции этого самолета было использование разваленных во внешние стороны килей двухкилевого вертикального оперения (как у современного F-14). Самолет Х-10 оснащен трехколесным убирающимся шасси и способен осуществлять автономный взлет.

Всего было построено 11 экземпляров

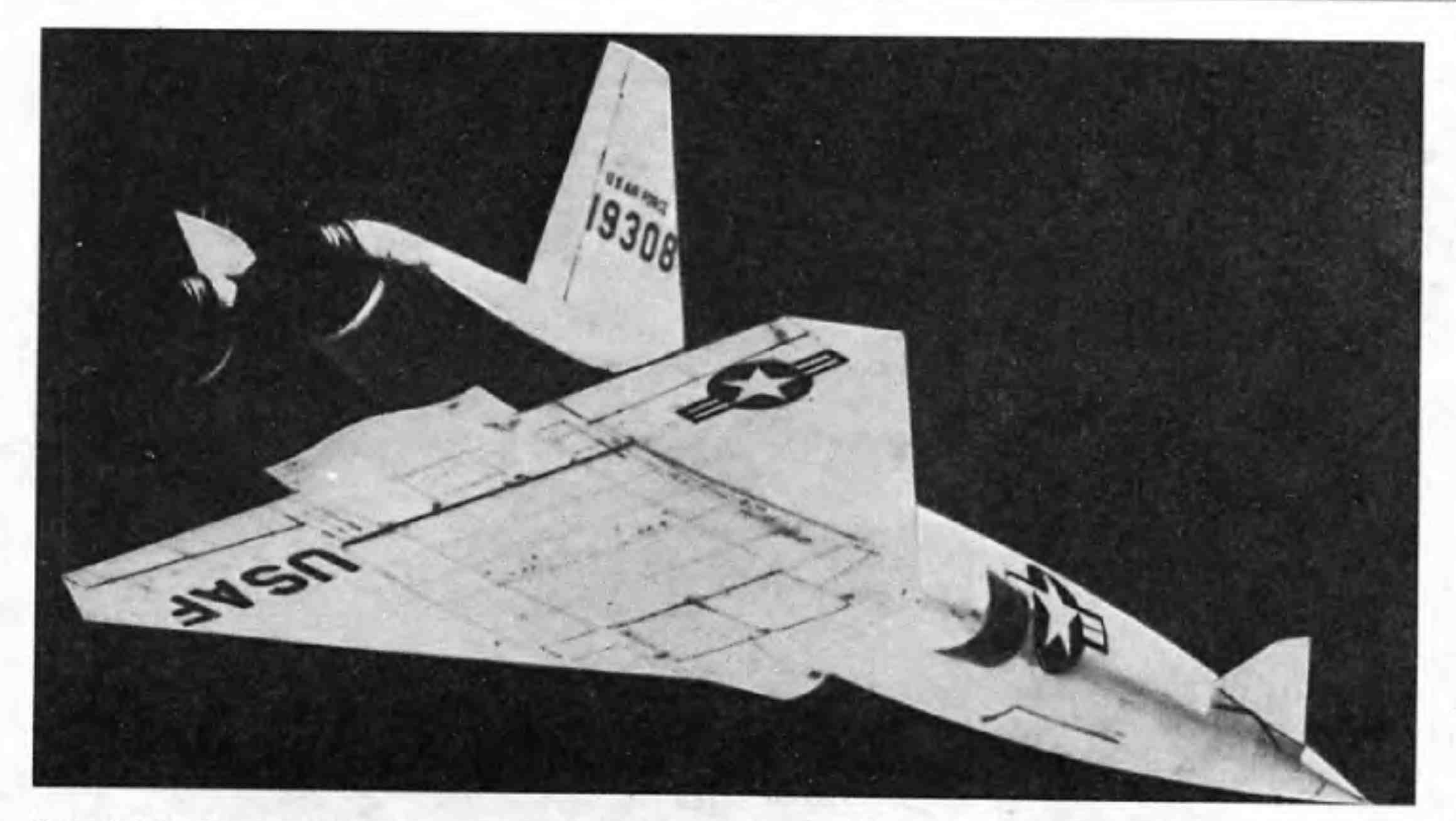


Рис. 1.16. Экспериментальная ракета Х-10 фирмы «Норт Америкен» имела «разваленное» двухкилевое вертикальное оперение, которое почти на 20 лет опередило свое время.

Х-10; по крайней мере, 4 из них прошли летные испытания в качестве управляемых ракет-перехватчиков. После принятия решения о нецелесообразности дальнейшей разработки самолета оставшиеся экземпляры Х-10 были использованы как высотные цели для ракет-перехватчиков «Бомарк» IM-99 фирмы «Боинг». Следует отметить, что характерная для Х-10 аэродинамическая компоновка несколько лет спустя снова появилась в авиации – на этот раз в бомбардировщиках ХВ-70 (два таких самолета были построены по заказу ВВС США).

«ВИГГЕН» ФИРМЫ «СААБ»

Появление реактивных двигателей существенно повысило интерес разработчиков боевой техники к самолетам с треугольным крылом (см. гл. 4). После того, как самолеты такой схемы стали общепринятыми, авиационные конструкторы начали исследовать более необычные варианты. Так, к самолету с треугольным крылом было добавлено ПГО, аналогичное установленному на Х-10.

Весьма характерным в этом смысле является созданный в 1967 году фирмой «СААБ» сверхзвуковой истребитель «Вигген» («Гром»), в котором объединены схемные решения, характерные для «уток» и самолетов с треугольным крылом. Этот шведский истребитель и по сей день находится в серийном производстве.[1]

«Вигген» в отличие от Х-10 имеет несущее ПГО, которое состоит из фиксированного стабилизатора и рулей высоты. Принятие этого самолета на вооружение сделало его самым массовым самолетом схемы «утка» вплоть до всплеска небывалого интереса к самолетам этой схемы применительно к ультралегким летательным аппаратам в конце 1970-х гг.

На рис. 1.17, где показан этот самолет, видна интересная деталь. Так как рули высоты находятся впереди центра масс самолета и соединены с горизонтальным стабилизатором, отклонение рулей высоты вниз используется для отрыва носового колеса и подъема носа самолета при взлете. В случае расположенных в носовой части рулей высоты, которые не соединены со

[1] Серийное производство самолетов JA-37 и AJ-37 «Вигген» прекращено в 1980 г.– *Прим. перев.*



Рис. 1.17. Шведский истребитель «Вигген» фирмы СААБ – первый серийный самолет схемы «утка» с нагруженным ПГО.

стабилизатором (как это сделано на Х-10 или на «Флайере» братьев Райт), для подъема носовой части самолета вся аэродинамическая поверхность поворачивается вверх. В действительности вверх поворачивается только часть аэродинамической поверхности, расположенная впереди шарнира; бóльшая же часть руля высоты, расположенная за шарниром, опускается так же, как это происходит с рулями высоты, конструктивно связанными со стабилизатором.

Основные данные: силовая установка ТРД RM8B фирмы «Вольво» тягой 7350 даН; размах крыла 10,6 м; площадь крыла 46 м^2; взлетная масса 17000 кг; максимальная скорость на высоте соответствует M = 2,0.

ВОЗРОЖДЕНИЕ «УТКИ»

Успех истребителя «Вигген» способствовал возникновению новой волны интереса к рассматриваемой аэродинамической схеме, особенно в области самодельных и ультралегких летательных аппаратов. Некоторые из разработанных конструкций демонстрировали очень хорошие характеристики. Это объясняется, главным образом, малой массой таких аппаратов и низкими скоростями полета, что, по сути дела, ставило их в разряд мотопланеров. Некоторые из этих самолетов обладают очень высокими характеристиками благодаря применению последних достижений в области аэродинамики (в частности, новых аэродинамических профилей), новых технологий, позволяющих обеспечить высокое качество поверхности, а также использованию в качестве проектного инструмента ЭВМ. Ниже описаны четыре характерных примера.

«Вари-Вигген» Б. Рутана

Явно вдохновленный «Виггеном» Берт Рутан в 1967 году построил двухместный любительский спортивный самолет (с размещением летчиков по схеме «тандем»), характерной особенностью которого явилось наличие ПГО (рис. 1.18). Конструкция самолета – деревянная. Хорошо зная о неудачах ранее созданных самолетов схемы «утка», другие проектировщики предсказывали аналогичную неудачу и для «Вари-Виггена» (названный в честь истребителя «Вигген», самолет имел приставку «Вари», означавшую изменяемую геометрию; на этом самолете Б. Рутан опробовал несколько различных типов крыла). Однако критики недооценили большой инженерный опыт Рутана и присущее ему конструкторское чутье. «Вари-Вигген» получился весьма удачным и вскоре стал широко продаваться в виде комплекта для любителей. К середине 1980-х гг. было продано примерно 900 комплектов деталей и оборудования для сборки этих самолетов. «Вари-Вигген» представляет собой самолет с крылом большой стреловидности и малого удлинения, оснащенный несущим ПГО, которое состоит из неподвижного горизонтального

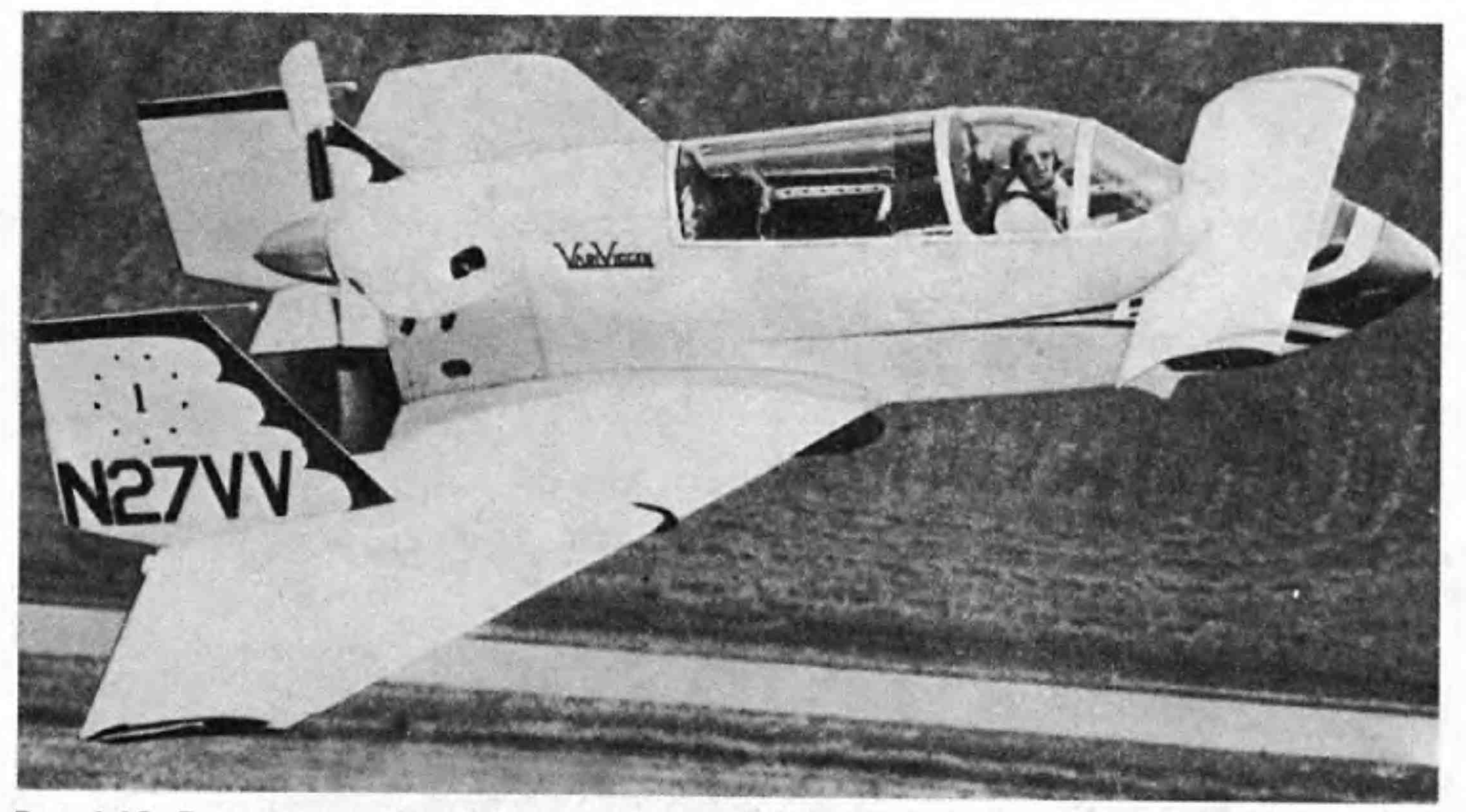


Рис. 1.18. Вдохновленный успехом «Виггена», Берт Рутан в 1967 г. построил самолет «Вари-Вигген», который положил начало буму ультралегких (в том числе любительских) летательных аппаратов схемы «утка».

стабилизатора с рулями высоты. Самолет оснащен трехопорным шасси.

Основные данные: силовая установка – двигатель 0-320 мощностью 150 л. с. (110 кВт) фирмы «Лайкоминг»; размах крыла в первых вариантах самолета составлял 5,8 м, а впоследствии был увеличен до 7,2 м; исходная площадь крыла 11,1 м^2; взлетная масса 770 кг; максимальная скорость 262 км/ч.

«Вари-Изе» Б. Рутана

Успех «Вари-Виггена» вдохновил Рутана на создание более совершенного двухместного самолета схемы «утка», предназначенного для тех же целей – продажи в виде комплекта деталей авиаторам-любителям. Конструкция самолета была предельно упрощена: основной конструкционный материал – древесина и пенопласт, позволяющие существенно упростить сборку самолета в домашних условиях (отсюда и название «Вари-Изе»[1)]). По своему внешнему облику «Вари-Изе» больше напоминает XP-55, чем «Вигген», хотя для «Вари-Изе» характерно несущее ПГО (рис. 1.19). Рули направления установлены на законцовках крыла (типа крылышек Уиткомба) – Рутан снова ввел в авиационную моду эти уже почти забытые устройства, повышающие аэродинамическое качество крыла. Весьма необычным элементом конструкции является то, что в трехопорном шасси убирающейся является лишь носовая опора. Такое конструктивное решение было принято с целью обеспечения возможности опускать нос самолета для посадки в него летчика. Самолет совершил первый вылет в мае 1975 года.

Первые модели «Вари-Изе» оснащались модифицированным автомобильным двигателем фирмы «Фольксваген» мощностью 62 л. с. (46,3 кВт). В таком варианте самолет установил рекорд дальности полета по замкнутому маршруту в своем весовом классе (до 500 кг – 2621 км). Для достижения более высоких характеристик Рутан сделал стандартным двигателем самолета «Вари-Изе» двигатель «Континенталь 0-200» мощностью 100 л. с. (73,5 кВт). К 1985 г. было построено более 400 таких

[1)] От английского easy – легко. – *Прим. перев.*

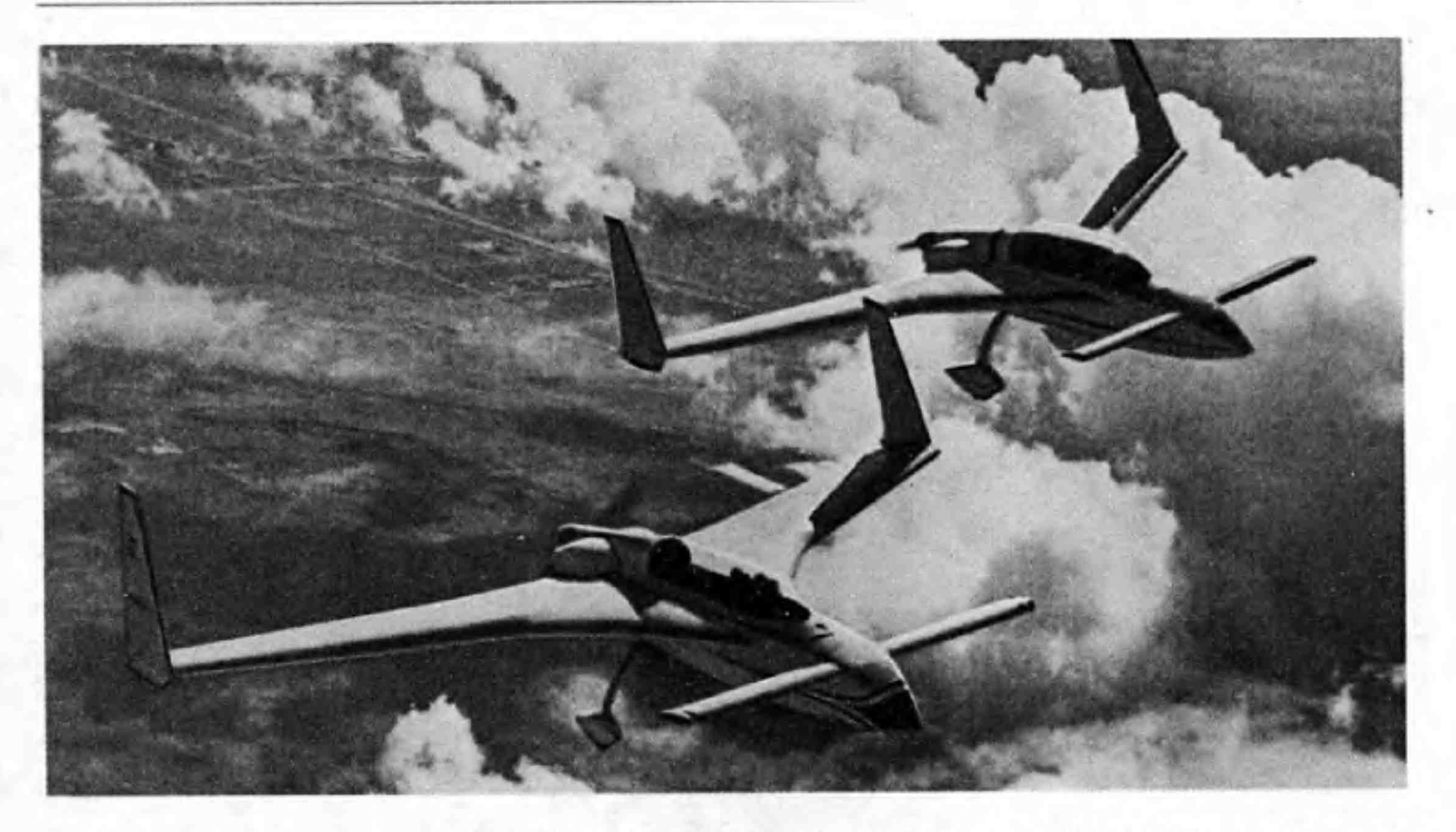


Рис. 1.19. Пара самолетов «Лонг-Изе» конструкции Берта Рутана с бесперeплетными удлиненными фонарями и неубирающимся основным шасси. Значительное число таких самолетов было построено любителями.

машин, что делает этот самолет одним из наиболее популярных двухместных любительских самолетов.

Несколько позже на рынке появился увеличенный вариант этого самолета – «Лонг-Изе», оснащенный двигателем 0-235 фирмы «Лайкоминг» мощностью 115 л. с. (84,5 кВт). Этот самолет также стал рекордным: на нем установлен рекорд дальности беспосадочного полета по прямой без дозаправки (более 6440 км).

Основные данные «Вари-Изе» (с двигателем 0-200): размах крыла 6,76 м; площадь крыла 4,98 м^2; взлетная масса 476 кг; крейсерская скорость 314 км/ч.

«Птеродактиль Пи-тревелер»

Среди планеристов аэродинамическая схема «бесхвостка» довольно популярна. Со временем летчики стали искать возможность установки на свои планеры небольших (10–20 л. с.) двухцилиндровых двигателей. Первые образцы таких мотопланеров отличались предельной простотой – главная проблема состояла в том, чтобы найти подходящее место для двигателя и способ его установки.

В последнее время популярность мотопланеров чрезвычайно возросла; со временем эти машины получили общее название «ультралегкие летательные аппараты». Большинство стандартных планеров было оснащено мотором, хотя многие ультралегкие летательные аппараты целенаправленно проектируются как малые, нередко оригинальные, самолеты.

Характерным примером переоборудования популярного планера в мотопланер с последующей модификацией, направленной на улучшение характеристик, является «Птеродактиль». В исходном варианте это была «бесхвостка» с крылом умеренной стреловидности. В варианте мотопланера этот аппарат завоевал еще большую популярность. Четыре «Птеродактиля» использовались в ходе первого в истории США трансконтинентального перелета ультралегких летательных аппаратов от побережья Атлантического океана до побережья Тихого океана в 1979 году.

Более совершенной моделью является «Птеродактиль Пи-тревелер» (рис. 1.20), в

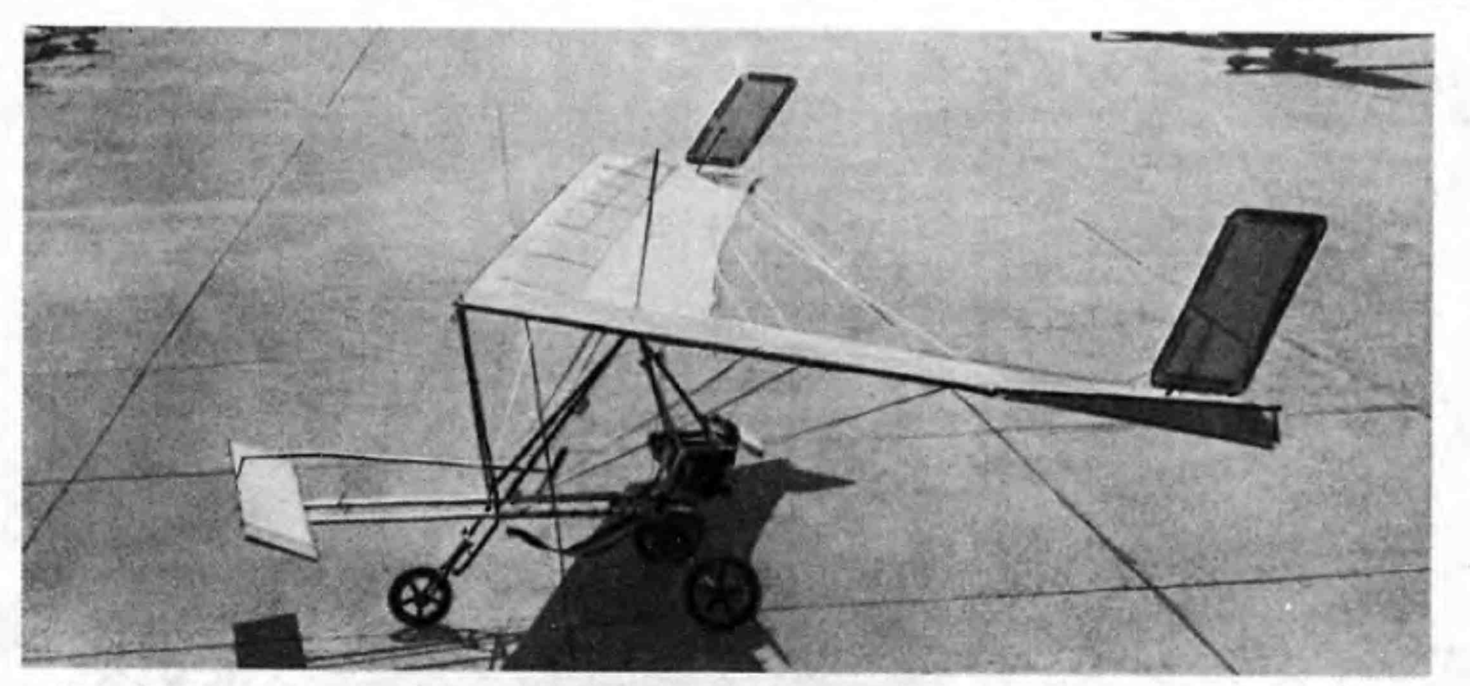


Рис. 1.20. «Птеродактиль Пи-Тревеллер» является хорошим примером модификации бесхвостого балансирного планера в оснащенный силовой установкой самолет. Непрофилированное ПГО добавлено для улучшения управляемости самолета.

котором сохранено базовое крыло, но добавлено плоское ПГО, установленное на двух алюминиевых балках. Целью установки ПГО являлось повышение маневренных характеристик аппарата. Это оперение не имеет профилировки и не создает подъемной силы.

Основные данные: силовая установка – двигатель «Кайюна» мощностью 30 л. с. (22 кВт); размах крыла 10,06 м; взлетная масса 204 кг; максимальная скорость 88,6 км/ч.

Рис. 1.21. «Голдуинг» с самого начала проектировался как самолет (в отличие от распространенной практики создания ультралегких летательных аппаратов на базе балансирных планеров).

«Голдуинг»

Самолет «Голдуинг» является примером «утки», с самого начала разрабатывавшейся в качестве ультралегкого летательного аппарата. Аппарат (рис. 1.21) имеет фюзеляж самолетного типа и крыло-моноплан (что позволило исключить многочисленные расчалки, характерные для большинства маятниковых планеров и созданных на их основе ультралегких самолетов). Интенсивные работы по совершенствованию этого летательного аппарата привели к тому, что «Голдуинг» стал обладать наивысшими характеристиками (для данной мощности силовой установки) среди летательных аппаратов этого класса.

Основные данные: силовая установка – двигатель «Кайюна» мощностью 30 л. с. (22 кВт); размах крыла 9,15 м; взлетная масса 219 кг; максимальная скорость 112,7 км/ч.

НОВЫЕ ЛЕГКИЕ САМОЛЕТЫ-ИСТРЕБИТЕЛИ

Успех самолета «Вигген» и самодельных летательных аппаратов обратил на себя внимание крупных авиастроительных фирм, и в первую очередь корпораций, занимающихся разработкой истребителей. В период с 1986 по 1988 гг. на летные испытания вышли сразу четыре легких самолета-истребителя, выполненных по схеме «утка»: в июне 1986 г. французский «Рафаль», в августе 1986 г. западноевропейский экспериментальный истребитель EAP, в декабре 1986 г. израильский «Лави» и летом 1988 г.– шведский «Грипен». Авиаконструкторов привлекла возможность повышения маневрѐнности самолетов за счет увеличения допустимых углов атаки из-за влияния аэродинамического следа ПГО на крыло, а также расширение допустимых диапазонов центровок.

«Рафаль»

Самолет «Рафаль» корпорации «Дассо-Бреге» предназначен для замены самолетов непосредственной поддержки войск «Ягуар», самолетов-разведчиков «Мираж III» и палубных самолетов «Крусейдер» и «Сюпер Этандар». Кроме того, он должен эффективно дополнять самолеты «Мираж 2000», решая задачи перехвата и ведения воздушного боя.

Разработка самолета началась в 1983 г., а сборка первого опытного экземпляра, получившего обозначение «Рафаль-А», завершена в декабре 1985 г.

«Рафаль-А» – одноместный двухдвигательный среднеплан с треугольным крылом переменной стреловидности по передней кромке и цельноповоротным ПГО (рис. 1.22). Аэродинамические поверхности управления, помимо ПГО, включают трехсекционные предкрылки и элевоны, устанавливаемые на каждой консоли крыла, и руль направления обычной схемы на стреловидном киле.

Одной из особенностей самолета является размещение ПГО на наплывах фюзеляжа выше плоскости крепления крыла позади кабины летчика.

ПГО и другие аэродинамические рули управляются электрогидравлическими приводами от четырехканальной электрической системы дистанционного управления (ЭСДУ), работающей в автоматическом и директорном режимах. Применение ЭСДУ позволило реализовать автоматическое отклонение рулевых поверхностей (ПГО, элевонов, предкрылков) при выполнении эволюций с целью повышения маневренности самолета, а также обеспечить непосредственное управление подъемной



Рис. 1.22. Многоцелевой французский самолет «Рафаль».

силой без изменения угла тангажа или атаки.

Крыло самолета выполнено по многолонжеронной схеме с углом стреловидности по передней кромке 58° в корневой части и 46° вне ее. Удлинение крыла 2,66, а удельная нагрузка не превышает 4260 Н/м^2. Киль самолета с углом стреловидности по передней кромке 58° сконструирован по классической двухлонжеронной схеме с рулем направления. Шасси самолета (трехопорное с одинарными колесами на каждой стойке) обеспечивает посадку при вертикальной скорости снижения 4 м/с. Уборка шасси осуществляется против направления полета, причем основные стойки при уборке поворачиваются на 90° для горизонтального размещения колес в нише фюзеляжа.

Нерегулируемые воздухозаборники самолета – секторного сечения, размещены по бокам нижней части фюзеляжа под фюзеляжными наплывами и обеспечивают устойчивую работу двигателей при скорости полета M = 2 и больших углах атаки. В качестве двигателей использовались ТРДДФ F404-GE-400 американской фирмы «Дженерал электрик» с максимальной форсажной стендовой тягой 7250 даН.

Вооружение самолета состоит из встроенной пушки «Дефа-554» калибром 30 мм, установленной сбоку носовой части фюзеляжа, а также разнообразного управляемого и неуправляемого оружия, размещаемого на 12 наружных точках подвески (6 подфюзеляжных и 6 подкрыльевых). Общая масса боевой нагрузки может достигать 3500 кг.

На базе самолета «Рафаль-А» с учетом результатов его летных испытаний французскими специалистами разработан боевой вариант самолета, получивший обозначение «Рафаль-В». Новый вариант истребителя отличается от своего прототипа меньшими размерами (длина фюзеляжа и размах крыла уменьшены соответственно на 0,8 м и 0,46 м), масса топлива сокращена на 400 кг, двигатели F404 должны быть заменены на более легкие и экономичные (М.88 фирмы SNECMA). Проводимые мероприятия, наряду с более широким внедрением в конструкцию самолета композиционных материалов, должны позволить снизить массу пустого снаряженного самолета на 500–800 кг.

Основные данные (самолет «Рафаль-А»): длина 15,5 м; размах крыла 10,6 м; максимальная скорость 1480 км/ч; максимальное значение числа Маха (на высоте) 2; максимальная вертикальная перегрузка 9; максимальная взлетная масса 20000 кг; запас топлива во внутренних топливных баках 4500 кг.

EAP

Экспериментальный истребитель EAP (Experimental Aircraft Program) спроектирован фирмой «Бритиш эркрафт» в рамках программы разработки перспективного европейского истребителя EFA (European Fighter Aircraft). В создании самолета принимают участие Англия, ФРГ, Италия и Испания, которые организовали консорциум NEFMA со штаб-квартирой в Мюнхене. Предполагаемый объем выпуска самолетов – около 1000, причем 800 самолетов предназначается для стран-членов консорциума, а остальные – для Бельгии, Дании и Норвегии. Самолет EFA разрабатывается как альтернатива французскому «Рафалю». Следует отметить, что первоначально французские фирмы участвовали в разработке проекта EFA, однако из-за несогласия по некоторым аспектам тактико-технических требований к самолету с остальными участниками вышли из объединения и приступили к формированию собственной концепции самолета.

Разработка самолета EAP началась в 1983 г., и к моменту создания потребовала около 200 млн. ф. ст. Первый полет состоялся в августе 1986 года; к ноябрю 1987 года было выполнено более 120 полетов.

Программа создания самолета включает оценку принятых принципов проектирования истребителя EFA, проверку летнотехнических характеристик статически неустойчивого самолета, выполненного по схеме «утка», изучение возможностей широкого применения композиционных материалов и перспективных технологий изготовления планера, отработку бортового радиоэлектронного оборудования.

EAP (рис. 1.23) представляет собой



Рис. 1.23. Самолет EAP во время одного из показательных полетов.

одноместный двухдвигательный моноплан с низкорасположенным крылом типа двойная дельта и цельноповоротным ПГО. Отличительной особенностью самолета является переднее горизонтальное оперение малой площади, установленное с отрицательным углом поперечного V (−5°) в передней части фюзеляжа, практически сразу же после носового обтекателя РЛС под козырьком фонаря кабины. ПГО используется для балансировки самолета и управления по тангажу совместно с двухсекционными флаперонами, расположенными вдоль всего размаха задней кромки каждой консоли крыла. Применение ПГО вместо классического хвостового стабилизатора, по мнению фирмы, позволило получить более плавные обводы хвостовой части фюзеляжа и тем самым уменьшить аэродинамическое сопротивление. Кроме ПГО, к аэродинамическим поверхностям управления самолета относятся флапероны, двухсекционные отклоняемые носки, руль направления и тормозные щитки. Управление всеми отклоняемыми аэродинамическими поверхностями (кроме тормозных щитков) обеспечивается с помощью четырехканальной цифровой системы ЭСДУ, которая обеспечивает автоматическое отклонение ПГО, носков и флаперонов в зависимости от скорости полета и угла атаки с целью достижения максимального аэродинамического качества при маневрировании и минимального аэродинамического сопротивления при прямолинейном полете.

Крыло самолета многолонжеронной конструкции имеет переменный угол стреловидности по передней кромке (стреловидность корневой части 57°, внешней части 45°) и дополнительный малогабаритный наплыв большой стреловидности в месте сочленения носка корневой части

крыла с фюзеляжем. Особенностью конструкции крыла является использование многослойной композиционной обшивки, приклеиваемой к несущему каркасу, а также выполнение части лонжеронов крыла из композиционных материалов.

Конструкция вертикального оперения заимствована у самолета «Торнадо», как и двигатели RB.199Mк104 (ТРДДФ тягой 75 кН на форсаже).

Еще одной особенностью самолета является спаренный подфюзеляжный воздухозаборник прямоугольного сечения с выдвинутой вперед разделительной перегородкой, расположенной в носовой части фюзеляжа под кабиной. Нижняя передняя панель воздухозаборника выполнена подвижной для изменения входного сечения в зависимости от угла атаки и скорости полета.

Основные данные: длина самолета 14,7 м; размах крыла 11,2 м; высота 5,52 м; максимальное число Маха (на высоте) 2; максимально допустимый угол атаки 35°; максимальная вертикальная перегрузка (достигнутая) 5.

«Лави»

Фирма «Исраэл эркрафт индастриз» приступила к разработке самолета в 1983 г. с целью создания перспективного истребителя-бомбардировщика для непосредственной поддержки войск. Самолет должен был заменить устаревшие «Скайхок», «Кфир» и «Фантом-2». Разработка самолета велась



Рис. 1.24. Израильский легкий истребитель «Лави».

при непосредственном участии и поддержке США. Намечалось выпустить около 300 боевых самолетов с ориентировочной стоимостью 20 млн. долл. Принятие на вооружение планировалось на 1990 г. В декабре 1986 г. был облетан первый опытный экземпляр, а весной 1987 г.– второй.

Однако в процессе разработки истребителя и его испытаний США пересмотрели свою точку зрения и стали отрицательно относиться к созданию этого самолета, быть может, опасаясь конкуренции истребителям F-16 и F-18. Под нажимом США в 1987 г. было принято решение о прекращении дальнейших работ над «Лави», а вместо него Израилю были предложены самолеты F-16.

Самолет (рис. 1.24) выполнен по схеме «утка» с цельноповоротным ПГО, расположенным в передней части фюзеляжа, выше линии установки консолей крыла. Управление двухсекционными элевонами, предкрылками, рулем направления и ПГО осуществляется с помощью электродистанционной цифровой системы управления американского производства. Американского производства и двигатель самолета – PW1120 фирмы «Пратт-Уитни» со статической форсажной тягой 9350 даН.

Особенностью самолета можно считать довольно высокий процент применения композиционных материалов (~25%), из которых изготовлены ПГО, обшивка крыла, киль, аэродинамические рули, люки, створки шасси, несиловые элементы конструкции крыла и фюзеляжа.

Основные данные: длина самолета 14,6 м; размах крыла 8,78 м; высота 4,8 м; максимальная взлетная масса 19 300 кг; максимальная масса боевой нагрузки 2720 кг; запас топлива во внутренних баках 2720 кг; запас топлива в подвесных баках 4165 кг; максимальная приборная скорость 1480 км/ч; дальность полета на малой высоте 1100 км; длина разбега 300 м.

«Гриппен»

Самолет JAS-39 «Гриппен» разработан шведской фирмой «СААБ-Скания» в рам-



Рис. 1.25. Проверка работы двигателя самолета JAS-39.

ках программы создания перспективного истребителя 1990-х гг. для решения задач воздушного боя, непосредственной поддержки войск и ведения разведки. Принятие самолета на вооружение планируется в 1992 г.; он должен заменить J35 «Дракен» и J37 «Вигген». Планируется продажа истребителя «Грипен» Швейцарии, Дании, Финляндии и Австралии. Ориентировочная стоимость программы разработки и производства самолетов составляет 7 млрд. долл.

Самолет JAS-39 (рис. 1.25) построен по такой же схеме, как и рассмотренные выше «Рафаль», «Лави», EAP, однако имеется и ряд существенных отличий. К ним следует отнести сравнительно малые размеры самолета (длина 14 м, размах крыла 8 м, высота 4 м) и требование возможности эксплуатации с использованием прямых участков автострад (длина 800 ÷ 900 м, ширина 12 ÷ 14 м). Еще одной особенностью является требование выполнения сверхзвукового крейсерского полета и высокой маневренности на дозвуковых скоростях. Последнее достигается малым запасом продольной статической устойчивости и высокой тяговооруженностью. Отмечается, что при взлетной массе 8000 кг форсированная тяга двигателя должна составлять 8170 даН с доведением в перспективе до 10000 даН.

ТРДДФ типа RM12, разработанный фирмой «Вольво флюгмотор», имеет массу 1050 кг и нефорсированную максимальную стендовую тягу 5400 даН.

На JAS-39 применены боковые плоские воздухозаборники вместо подфюзеляжных с целью защиты двигателя от попадания посторонних предметов при эксплуатации с автострад. Крыло самолета имеет среднее расположение, а каждая консоль – геометрический уступ передней кромки.

В конструкции самолета широко используются композиционные материалы (~30%), из которых выполнены ПГО, киль, элементы консолей крыла, аэродинамические рули, лючки, створки и т. д. Технология производства элементов из композиционных материалов заимствована у английской фирмы ВАС.

Вооружение истребителя «Гриппен» состоит из встроенной пушки «Маузер» калибра 27 мм, ракет Rb.15F, «Мейверик», «Сайдуиндер», «Скай Флеш» и бомб различного типа, размещаемых на внешней подвеске.

Глава 2
Самолеты с крыльями схемы «тандем»

Большинство созданных в процессе развития авиационной техники самолетов с тандемными крыльями имели два крыла, которые устанавливались на противоположных концах фюзеляжа. Каждое из этих крыльев создавало, как правило, примерно половину суммарной аэродинамической силы. В истории авиации известно несколько самолетов с крыльями схемы «тандем», у которых в центральной части фюзеляжа устанавливалось третье крыло. Некоторые из этих самолетов летали, но высокие характеристики ни на одном из них достигнуты не были.

ДОСТОИНСТВА

Одной из побудительных причин создания самолетов с тандемными крыльями является представление о том, что таким образом можно получить бо́льшую площадь несущей поверхности, чем в случае использования одного крыла и небольшого горизонтального оперения на самолете той же геометрической размерности (в пределах тех же размаха крыла и длины фюзеляжа).

Одним из первых практических выводов, который сделали создатели первых летательных аппаратов, стало понимание принципиальной важности такого параметра, как удельная нагрузка на крыло – число килограммов массы самолета, приходящихся на квадратный метр площади крыла. Средние персональные самолеты сегодняшнего дня типа «Цессна-152» имеют нагрузку на крыло порядка 50–60 кг/м^2. На заре авиации величина этого параметра обычно составляла 6–7 кг/м^2; несмотря на это, пионеры авиации боролись за экономию каждой унции массы своих летательных аппаратов. Маломощные силовые установки тех лет делали каждый лишний килограмм массы конструкции самолетов серьезным препятствием на пути к желаемой цели.

Одним из путей снижения нагрузки на крыло является увеличение его площади. В прошлом, когда самолеты были относительно легкими, можно было достичь большего темпа увеличения площади крыла по сравнению с массой его конструкции, поэтому превращение обычного горизонтального оперения в крупную несущую поверхность, аналогичную крылу, было очень естественным делом. Кроме того, при использовании крыльев схемы «тандем» гораздо проще получить заданную площадь крыла при небольшом размахе без необходимости преодолевать конструктивные сложности и снижать сопротивление интерференции, характерное для бипланных схем.

НЕДОСТАТКИ

В приведенных выше рассуждениях обычно не учитывается тот факт, что создание самолетов с крыльями схемы «тандем», помимо описанных выгод, сопровождается

увеличением массы планера; наряду с увеличением подъемной силы возрастают аэродинамическое сопротивление и моменты инерции, что в результате ведет к необходимости использования более мощной силовой установки.

В первых самолетах тандемной схемы, крылья которых были построены с использованием несовершенных профилей, характеризующихся значительным изменением положения центра давления при изменении угла атаки (из-за изменения скорости), обычно возникали серьезные проблемы с продольной балансировкой летательного аппарата. Обычно по мере увеличения скорости и уменьшения угла атаки центр давления большинства профилей сдвигается назад. Так как оба крыла имеют примерно одинаковую несущую способность, центр масс самолета должен находиться примерно посередине между ними (а не вблизи центра давления, как это обычно делается на самолетах традиционных схем). По мере того, как центр давления на обоих крыльях сдвигается назад, создаваемый передним крылом момент (на плече, равном расстоянию от центра давления до центра масс) уменьшается, а создаваемый задним крылом момент увеличивается. Такое неблагоприятное изменение моментов обычно превышает возможности балансировочных поверхностей (рулей высоты или триммеров), и самолет начинает пикировать. Самолеты с узким диапазоном полетных скоростей (типа планеров и ультралегких летательных аппаратов) или современные самолеты, на которых используются профили с нулевым сдвигом центра давления, как правило, не сталкиваются с этой проблемой, но в то же время и не демонстрируют существенных преимуществ, которые могли бы перевесить присущие данной схеме недостатки.

Еще одной характерной для таких схем проблемой является более высокий по сравнению с традиционными схемами момент инерции в канале тангажа (при движении относительно поперечной оси самолета). На самолетах традиционных схем эта ось находится довольно близко к центральной линии крыла, и момент инерции в канале тангажа ограничивается массой фюзеляжа. На самолетах с тандемными крыльями ось движения тангажа находится примерно посередине между крыльями. В дополнение к необходимости поднять фюзеляж, например, вверх в движении тангажа, необходимо переместить вверх массу переднего крыла и вниз – массу заднего крыла. Таким образом, возникает необходимость перемещения значительной дополнительной массы; кроме того, требуется и большая по величине управляющая сила. Возникает и еще один недостаток с точки зрения аэродинамики – значительно увеличивается балансировочное сопротивление.

На некоторых самолетах с крыльями схемы «тандем» используются рули высоты, размещенные непосредственно на крыльях (на других самолетах этой схемы органы управления по тангажу размещены на традиционном горизонтальном оперении). В некоторых случаях рули направления находятся в пределах размаха крыльев (обычно заднего); в других же случаях рули направления устанавливаются в хвостовой части самолета.

В целом можно сказать, что самолеты с крыльями схемы «тандем» оказались наименее удачными из всех нетрадиционных схем летательных аппаратов, но технические возможности сегодняшнего дня дают этой схеме еще один шанс доказать свою жизнеспособность и целесообразность.

«АЭРОДРОМ» С. ЛЭНГЛИ

Первым (и, без сомнения, знаменитым) самолетом с крыльями схемы «тандем» стал построенный в 1903 году самолет «Аэродром» (рис. 2.1).

Профессор Сэмьюэл Пирпойнт Лэнгли был выдающимся ученым и секретарем просветительской организации «Смитсонский институт», которая финансировала в 1890-х гг. его исследования в области авиации и воздухоплавания. Подход Лэнгли к решению проблемы полета отличался высокой научной систематичностью. Он построил и провел в 1896 г. успешные летные испытания модели (в масштабе 1/4 с силовой установкой на основе парового двигателя) предложенного им проекта са-

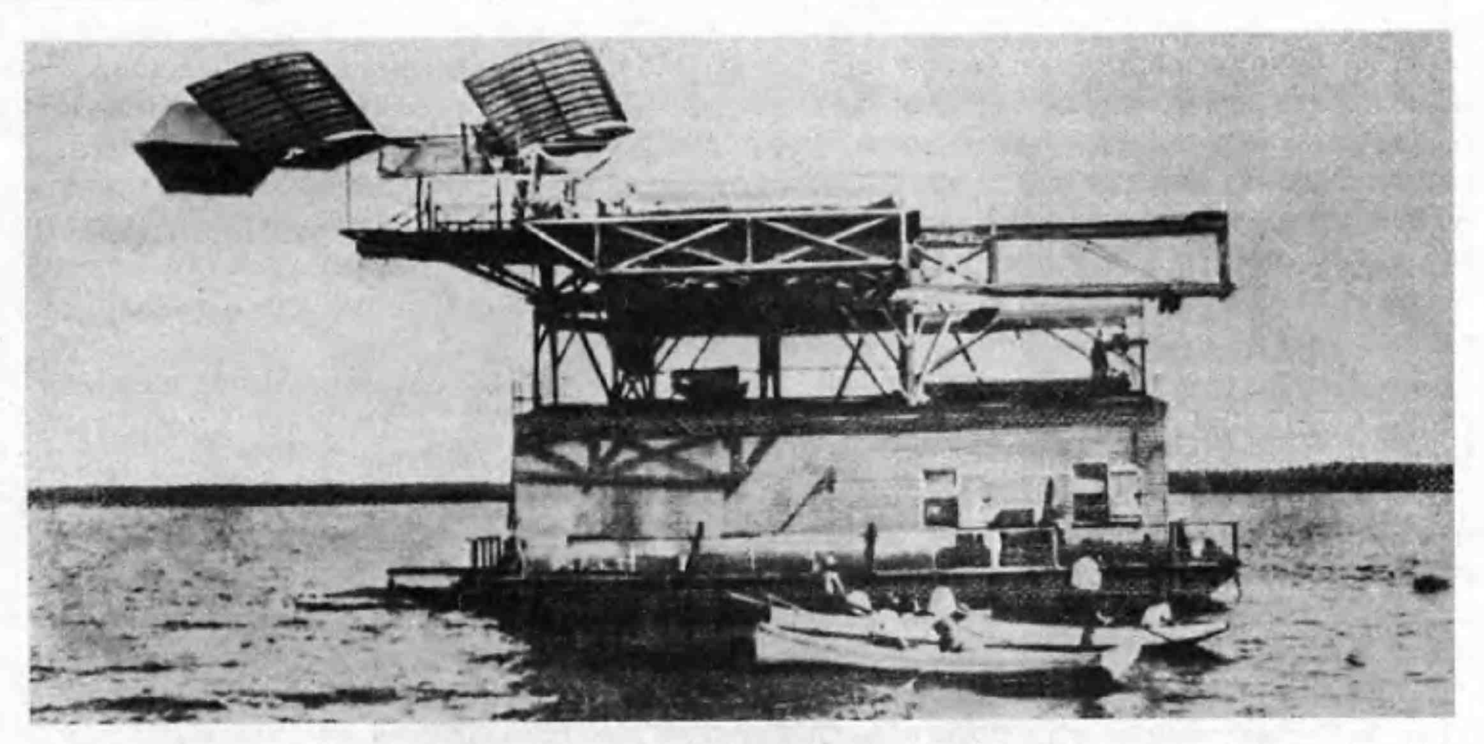


Рис. 2.1. Самолет с тандемными крыльями «Аэродром» С. Лэнгли, установленный для катапультного старта на р. Потомак в октябре 1903 г.

молета «Аэродром». В 1903 году он испытал аналогичную модель с бензиновым двигателем. По своей конструкции эти модели представляли собой летательные аппараты с тандемными крыльями и крестообразным оперением, расположенным за задним крылом. Крестообразное оперение имело вертикальные и горизонтальные поверхности, расположенные под прямым углом. На самолете Лэнгли (и некоторых других самолетах) все вертикальное оперение устанавливалось на шарнире, относительно которого обеспечивался поворот для выполнения функции либо руля направления, либо руля высоты. Самолет Лэнгли не имел органов управления в канале крена. Устойчивость обеспечивалась за счет использования V-образности крыльев. Было осуществлено несколько прямолинейных полетов на дальность до 1300 м. Для взлета использовалась катапульта.

В 1903 г. Лэнгли построил натурный образец своего самолета «Аэродром». Размах крыла самолета составлял 14,77 м, длина 15,99 м, взлетная масса 340 кг, а площадь крыла 96,75 м^2, что обеспечивало получение удельной нагрузки на крыло ~0,17 кг/м^2.

Подобрать подходящую силовую установку не удалось, и летчик самолета Чарльз Мэнли спроектировал и построил замечательный для того времени пятицилиндровый радиальный двигатель воздушного охлаждения мощностью 52 л. с. (39,2 кВт) массой 56,2 кг. Двигатель устанавливался поперек фюзеляжа. Выходящие по обе стороны двигателя валы вращали конические шестерни, которые приводили в движение валы с установленными на них воздушными винтами. Вращение винтов осуществлялось в противоположных направлениях для нейтрализации крутящего момента.

Самолет не имел шасси. «Аэродром» должен был катапультироваться с крыши ангара, а затем приводняться на водную поверхность. Первый полет был запланирован на 7 октября 1903 года. В случае успеха «Аэродром» стал бы первым летательным аппаратом тяжелее воздуха с человеком на борту, совершившим управляемый полет с силовой установкой. Однако этого не произошло.

До сих пор не ясно, что же случилось на самом деле в день первого полета. Вероятнее всего, одна из расчалок конструкции зацепилась за катапульту, что привело к падению «Аэродрома» в реку. Повреждения самолета были невелики и он снова

был готов к полету 8 декабря.

И вновь произошла неудача по столь же неопределенным причинам. Некоторые члены группы испытателей утверждали, что расчалка снова зацепилась за катапульту, другие же говорили, что заднее крыло разрушилось под воздействием воздушной нагрузки вследствие неправильной установки расчалок и недостаточной прочности. Так или иначе, самолет был разрушен, и Лэнгли прекратил работы по этому проекту.

В 1914 году авиационный промышленник Гленн Кертисс вел свою знаменитую судебную кампанию против братьев Райт, целью которой было доказательство неправильности выдачи им патента на их самолет. В попытках доказать свою правоту Г. Кертисс приводил в качестве примеров все типы летательных аппаратов, созданных до братьев Райт и способных совершать управляемый полет с силовой установкой. В результате этой деятельности Кертисс получил разрешение от Смитсонского института восстановить разрушенный самолет Лэнгли «Аэродром».

Кертисс ввел ряд принципиальных изменений в конструкцию крыла и систему расчалок (что впоследствии подверглось острой критике со стороны Орвилла Райта) и установил самолет на поплавки. В процессе этих усовершенствований площадь крыла была уменьшена до 92 м^2, а масса самолета увеличена до 530 кг, что привело к увеличению нагрузки на крыло до 0,24 кг/м^2. 28 мая 1914 года «Аэродром» выполнил короткий полет (со своими исходными двигателем и винтомоторной группой), но затем Кертисс установил более мощный двигатель V-8 и одиночный винт в носовой части фюзеляжа. На этом самолете он провел исследования тандемных крыльев (рис. 2.2, 2.3).

Смитсонский институт затем восстановил «Аэродром», приведя его к тому виду, который самолет имел в 1903 г., и выставил в своей экспозиции, сопроводив надписью, гласящей, что это «первый в мире летательный аппарат тяжелее воздуха, способный выполнять полет с человеком на борту». Это заявление так рассердило Орвилла Райта, что в 1928 г. он отправил свой восстановленный «Флайер» 1903 года не в американский, а в английский авиационный музей. Этот самолет так и находился в Англии до конца второй мировой войны, когда надпись около самолета Лэнгли была изменена и «Флайер» вернулся в Америку.

ТРОЙНОЙ «ТАНДЕМ» В. КРЕССА

Австрийский изобретатель Вильгельм Кресс занимался проблемой пилотируемого полета, продвигаясь по тому же, что и Лэнгли, пути, даже не подозревая о существовании своего американского коллеги. Так же, как и Лэнгли, он выполнил летные

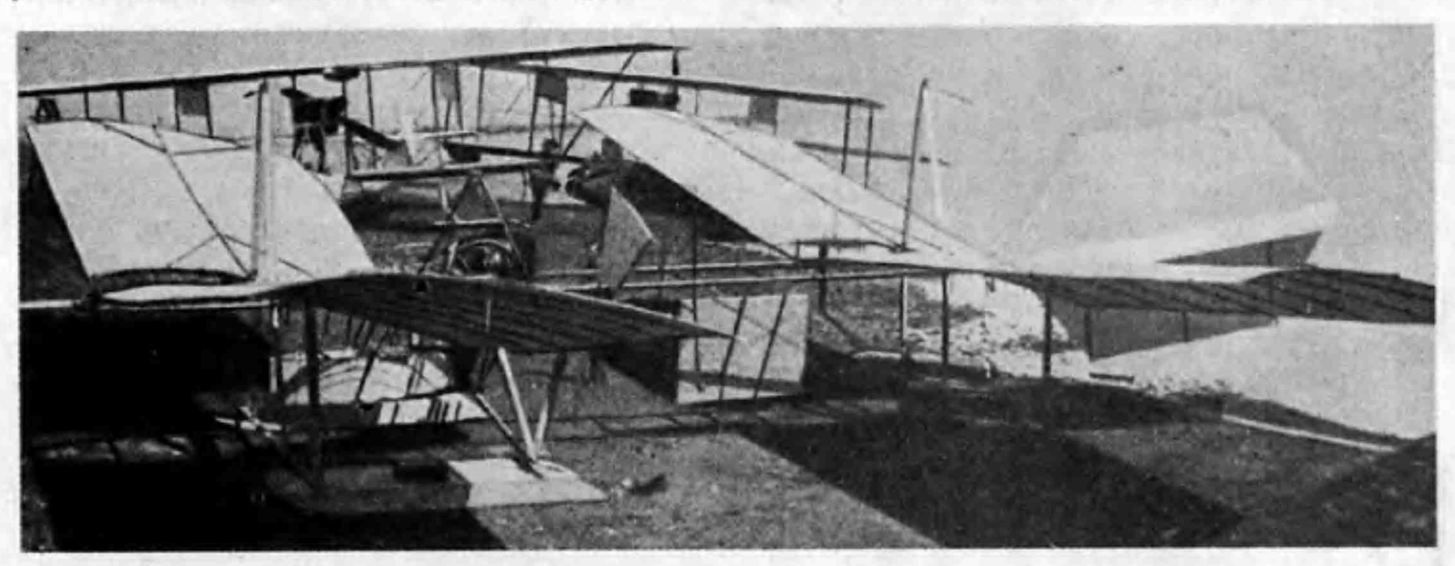


Рис. 2.2. После первых неудач «Аэродром» был переделан Г. Кертиссом в гидросамолет. На показанном снимке самолет оснащен двигателем и воздушным винтом в исходном варианте (образца 1914 г.).



Рис. 2.3. «Аэродром» с двигателем Кертисса и размещенным в носовой части одиночным винтом.

испытания моделей в 1898–99 гг., однако вращение воздушных винтов этих моделей осуществлялось с помощью приводной ленточной передачи.

Затем Кресс построил натурный образец морского самолета с тремя расположенными тандемно монопланными крыльями и крестообразным хвостовым оперением. Бензиновый двигатель был размещен в центральной части фюзеляжа и приводил два толкающих воздушных винта, которые устанавливались над корпусом (рис. 2.4).

Первые испытания были проведены в октябре 1901 года, но аппарат перевернулся при маневрировании на воде перед взлетом. Самолет получил значительные повреждения, и Кресс прекратил работы над проектом.

Даже в том случае, если бы самолет взлетел, представляется весьма сомнительным, что он смог бы летать. Его конструкция не имела средств управления в канале крена, а угол поперечного V крыла равнялся 0°, что недостаточно для обеспечения устойчивости по крену, в отличие от самолета Лэнгли. Кроме того, конструкция крыла явно не обладала достаточной прочностью. Поэтому, может быть, и не так плохо, что этот самолет все же не поднялся в воздух. Аналогичные замечания можно

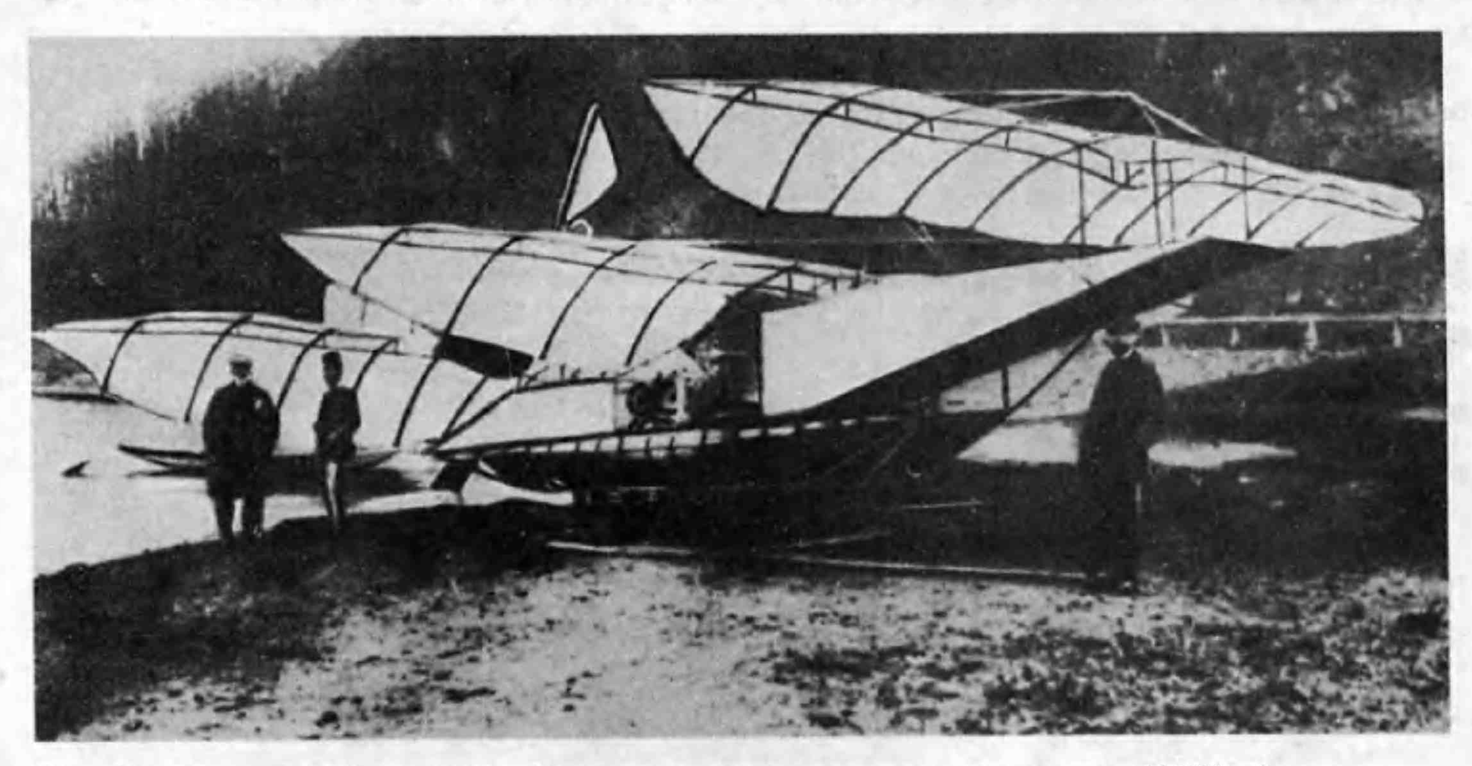


Рис. 2.4. Австрийский самолет «Кресс» с тремя тандемными крыльями (1901 г.)

было бы высказать и о нескольких других конструкциях тех лет, которые имели вполне удовлетворительную для выполнения полетов аэродинамику, но явно не подходящую для этой цели конструкцию.

Основные данные: силовая установка – двигатель «Даймлер» мощностью 24 л. с. (17,64 кВт); площадь крыла 34 м².

ВОДНЫЙ ПЛАНЕР ВУАЗЕНА – БЛЕРИО

На заре развития авиации в различных странах мира многие изобретатели практически одновременно работали над проблемами пилотируемого полета, не зная, что делают другие. Успех, который увенчал работу братьев Райт в декабре 1903 года, прошел практически незамеченным, и все остальные авиаторы продолжали проводить свои исследования независимо.

Во Франции Габриэль Вуазен строил летательные аппараты собственной конструкции и по проектам других авиаторов. В 1905 г. он построил для Луи Блерио (по его проекту) летательный аппарат, оснащенный передним горизонтальным оперением и тандемными бипланными крыльями и оснастил его двумя поплавками. Впоследствии эта машина получила обозначение «Блерио-II».

По схеме планер представлял собой «чистый» тандем; его заднее крыло имело лишь несколько меньший размах, чем переднее. В передней части летательного аппарата устанавливалось небольшое ПГО (рис. 2.5). Планер выполнил ряд успешных полетов над Сеной. Буксировка планера осуществлялась скоростной моторной лодкой. Следует отметить, что планер фактически не обладал путевой устойчивостью. Он летал на привязи, а путевая устойчивость планера обеспечивалась вертикальными панелями, действие которых усиливалось мощным тянущим усилием буксирного троса.

Хотя «Блерио-II» так и не выполнил свободных полетов, он считается первым пилотируемым летательным аппаратом, взлетевшим с поверхности воды.

«ТАНДЕМ» Ч. ДЖОНСА

Одной из наиболее серьезных, хотя и неудачных, попыток разработки конструкций для пилотируемого полета являлся «тандем» Ч. Джонса (рис. 2.6) – аппарат весьма оригинальный даже по понятиям 1905 г. Этот самолет был спроектирован и построен Чарльзом Оливером Джонсоном из г. Дейтон (шт. Огайо). В качестве силовой установки использовался разработанный Гленном Кертиссом двигатель воздушного охлаждения мощностью 25 л. с. (18,37 кВт). Кертисс был организатором производства велосипедов и мотоциклов; в то время он еще не занимался авиастроением, хотя и поставлял некоторые из своих легких двигателей создателям дирижаблей. Аппарат Джонса был первым летательным аппаратом тяжелее воздуха, который увидел Кертисс (на фотографии рис. 2.6 он изображен слева и держится рукой за расчалку).

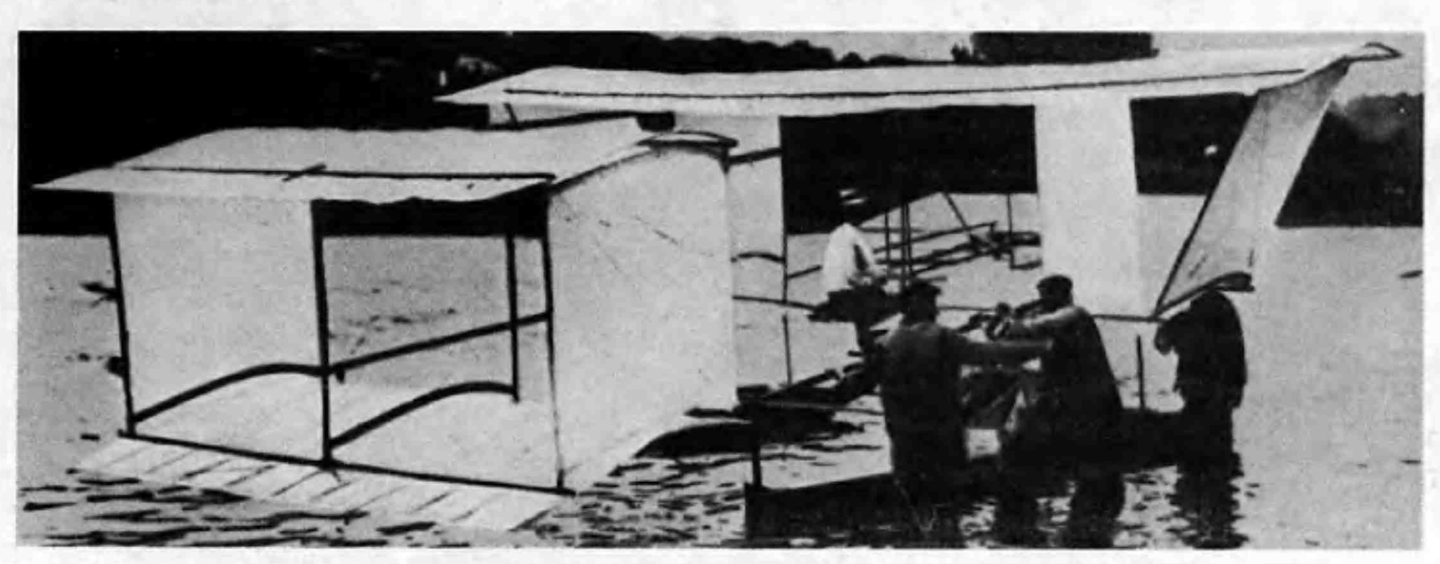


Рис. 2.5. Тандемный планер «Вуазен-Блерио» с поплавковым шасси (1905 г.).



Рис. 2.6. Тандемный биплан Джонса (1905 г.).

Двигатель, размещенный в средней части самолета, через систему валов и шестеренок приводил в действие два воздушных винта. Схема силовой установки напоминала разработанную Лэнгли для своего самолета. Самолет Джонса не взлетел – он оказался настолько тяжел, что двигатель мощностью 25 л. с. мог разогнать его даже на земле только до скорости около 14 км/ч. Крылья самолета были лишены профилировки и представляли собой одиночные плоские поверхности, поэтому, вероятно, самолет смог бы летать лишь как воздушный змей при больших углах атаки.

Существенной по тем временам конструктивной особенностью самолета являлось его шасси, которое оказало значительное влияние на разработанные Кертиссом конструкции – шасси состояло из трех колес, позволявших увеличивать угол атаки при взлете, что являлось заметным шагом вперед по сравнению в полозковым шасси самолетов братьев Райт.

ПЛАНЕР Д. МОНТГОМЕРИ

Наиболее интересным из первых летательных аппаратов с крыльями схемы «тандем», несомненно, являлся планер, построенный в 1905 году профессором университета Св. Клары в Калифорнии Джоном Д. Монтгомери. Этот летательный аппарат был основан на технических принципах, разработанных Лэнгли. За тандемными крыльями располагалось крестообразное хвостовое оперение, а управление в канале крена обеспечивалось путем отклонения аэродинамических поверхностей, связанных с телом летчика тросовой проводкой (рис. 2.7), что несколько напоминало систему управления на самолетах братьев Райт.

Монтгомери не был летчиком, поэтому полеты на планере выполнял профессиональный акробат Дэниэл Мэлони. Планер подвешивался под аэростатом. Затем Мэлони должен был освобождать планер, демонстрировать выдающуюся по тем временам маневренность аппарата и совершать посадку. К сожалению, во время отделения планера от аэростата одна из расчалок зацепилась за трос, а после того, как летчику удалось ее освободить, сложилось одно из крыльев. В результате катастрофы летчик погиб. Монтгомери впоследствии прекратил работы по тандемным схемам и строил самолеты традиционных схем с тянущим винтом. На одном из них в 1911 г. разбился и он.

«ВУАЗЕН»

В начале века во Франции происходил настоящий авиастроительный бум. Одним из лидеров французского авиастроения тех лет стала фирма «Вуазен». Созданный в 1907 г. тандемный биплан был достаточно характерным для своего времени. Этот самолет можно относить к схеме «тандем», так как горизонтальное оперение было увеличено по размаху и имело профилировку, обеспечивающую создание значительной по величине подъемной силы. С таким же успехом этот самолет можно считать и «уткой» ввиду наличия на нем переднего руля высоты (рис. 2.8). Для обеспечения

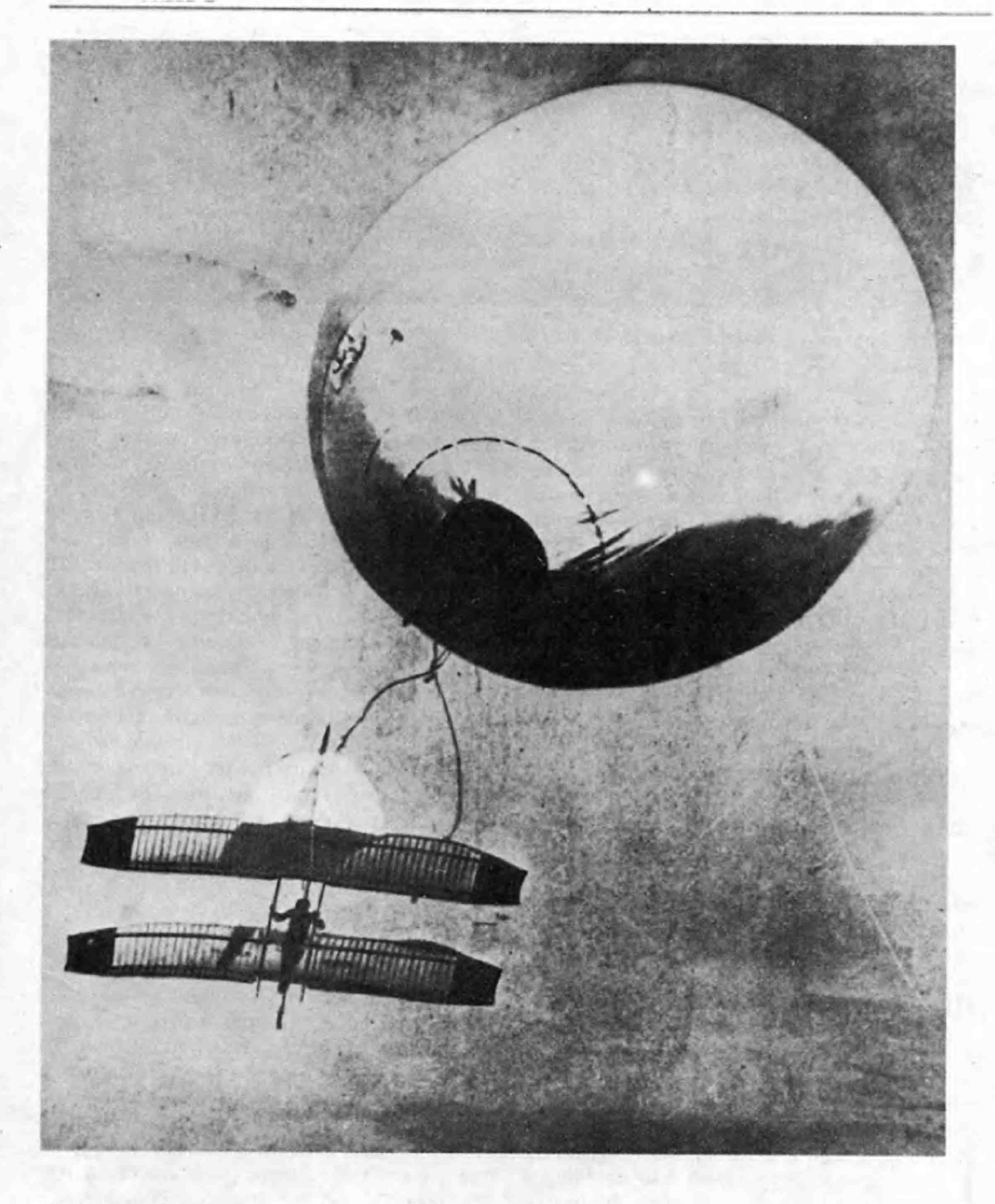


Рис. 2.7. Удачный тандемный планер Монтгомери (1905 г.).

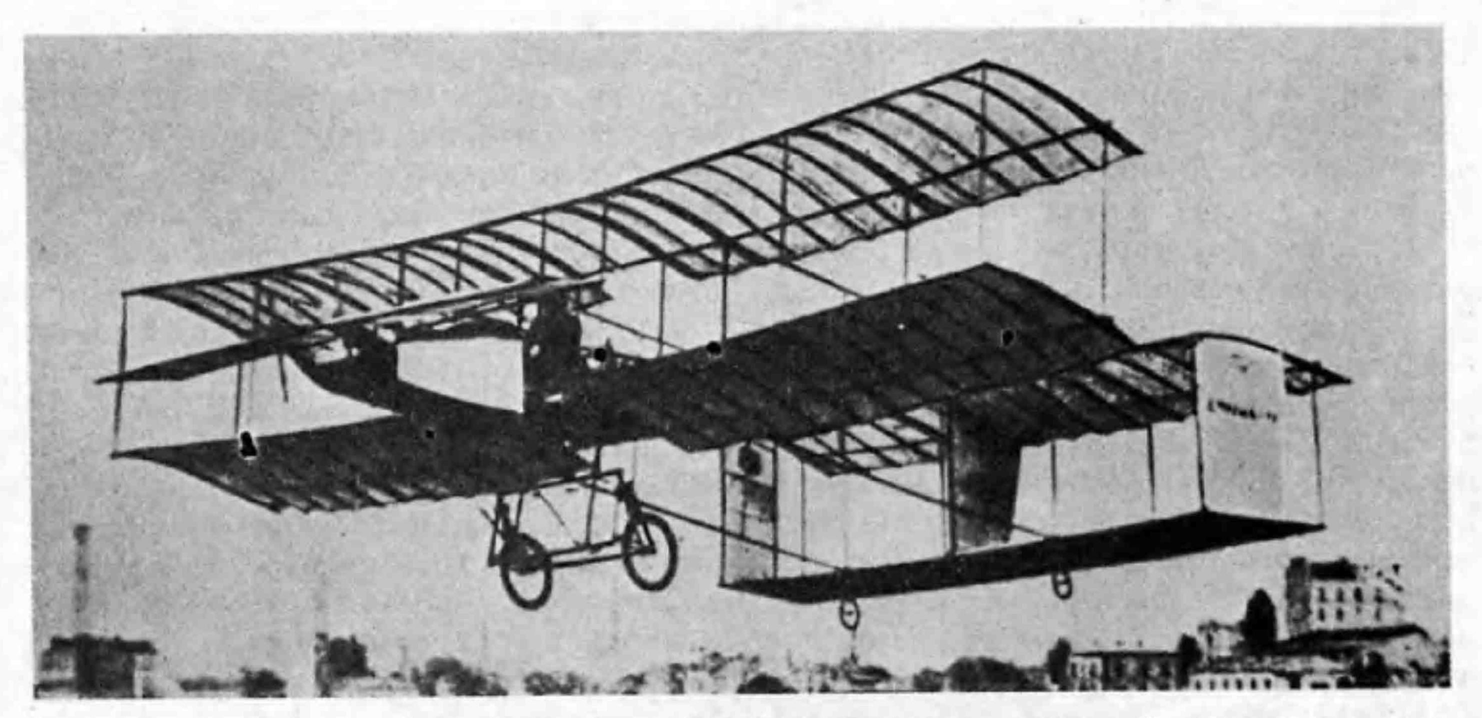


Рис. 2.8. Французский тандемный биплан (1907 г.). Отметим опущенный вниз носок поверхности ПГО.

балансировки аппарата в горизонтальном полете приходилось сильно отклонять вниз руль высоты; вероятно, установочный угол переднего крыла был слишком велик по отношению к углу установки заднего крыла, из-за чего необходимую балансировку можно было обеспечить лишь отклонением руля высоты, расположенного в носовой части фюзеляжа.

Такая схема отклонения поверхностей приводит к возникновению значительного балансировочного сопротивления, что становится серьезным препятствием при выполнении полетов для самолетов, оснащенных маломощными силовыми установками. Следует сказать, что и сегодня потери на балансировку зачастую вызывают снижение скорости создаваемых самолетов.

Основные данные: силовая установка – двигатель «Антуанетт» мощностью 50 л. с. (36,75 кВт); размах крыла 10,15 м; взлетная масса 519 кг.

ТАНДЕМНЫЙ БИПЛАН «ЦЕЗАРЬ»

О французском тандемном биплане «Цезарь» известно очень немногое. Для историков авиации осталась лишь фотография (рис. 2.9). Этот самолет является ха-

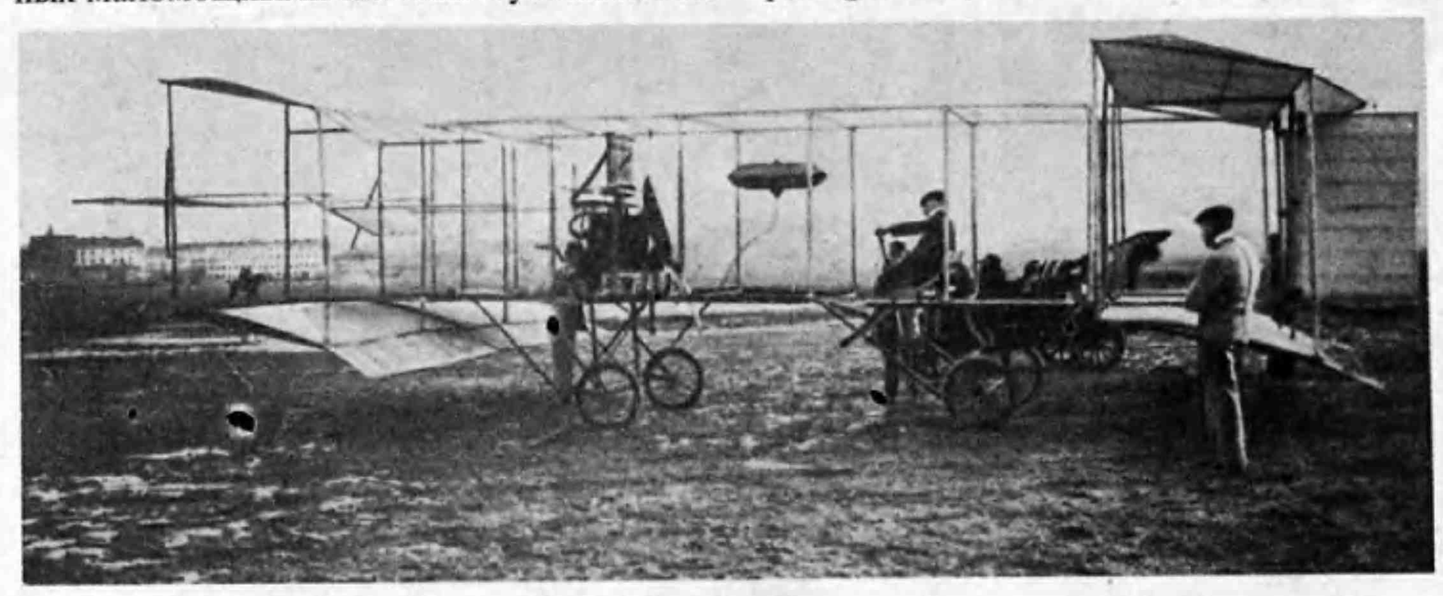


Рис. 2.9. Французский тандемный самолет «Цезарь».

рактерным для ряда проведенных в 1907–1911 гг. экспериментов, которые окончились неудачей и были забыты. Создавшие эти самолеты авиаторы стали строить аппараты других типов, а финансировавшие их фирмы потерпели крах.

В ранних вариантах летательный аппарат «Цезарь» оснащался двумя воздушными винтами, приводимыми в движение с помощью цепной передачи от двигателя, установленного в центральной части фюзеляжа. Показанная на фотоснимке модель оснащалась одним воздушным винтом с непосредственным приводом, причем спутный след винта проходит через зону размещения летчика. Оба крыла имеют профилировку на участке от носка до заднего лонжерона, а за ним представляют собой плоскую поверхность. Главной особенностью самолета является наличие двух крыльев для уменьшения размаха при заданной площади. Управление самолетом по крену осуществлялось с помощью элеронов (аналогично тому, как это делается на самолете Кертисса 1909 года); для управления по тангажу самолет оснащался передним горизонтальным оперением. Позади заднего крыла были установлены сдвоенные рули направления.

ТАНДЕМ «КЁШЛЭН»

В отличие от сложного по своей конструкции самолета «Цезарь» небольшой французский летательный аппарат «Кёшлэн», построенный в 1908 г., представляет собой предельно упрощенный вариант той же самой принципиальной схемы. В то же время «Кёшлэн» обладал рядом довольно интересных конструктивных особенностей.

Пространство между передним и задним верхними крыльями было также заполнено несущей поверхностью. Применительно к этому самолету можно было говорить о тандемном расположении только нижних крыльев (рис. 2.10).

До нас дошло очень мало сведений об этой машине; представляется маловероятным то, что она когда-либо летала – во-первых, из-за явно недостаточной мощности двигателя с толкающим винтом, а во-вторых, из-за отсутствия профилировки несущих поверхностей.

«ЭРТЦ W.6 ШУНЕР»

Одной из наиболее удачных конструкций самолетов с тандемными крыльями раннего периода развития авиации стал немецкий самолет «Эртц W.6 Шунер», созданный в 1916 г. (рис. 2.11). Этот самолет летал в течение довольно длительного времени и был принят военно-морскими силами Германии на вооружение в качестве самолета воздушной разведки.

В конструкции этого самолета реализован принцип Лэнгли, состоящий в использовании раздельных поверхностей опере-

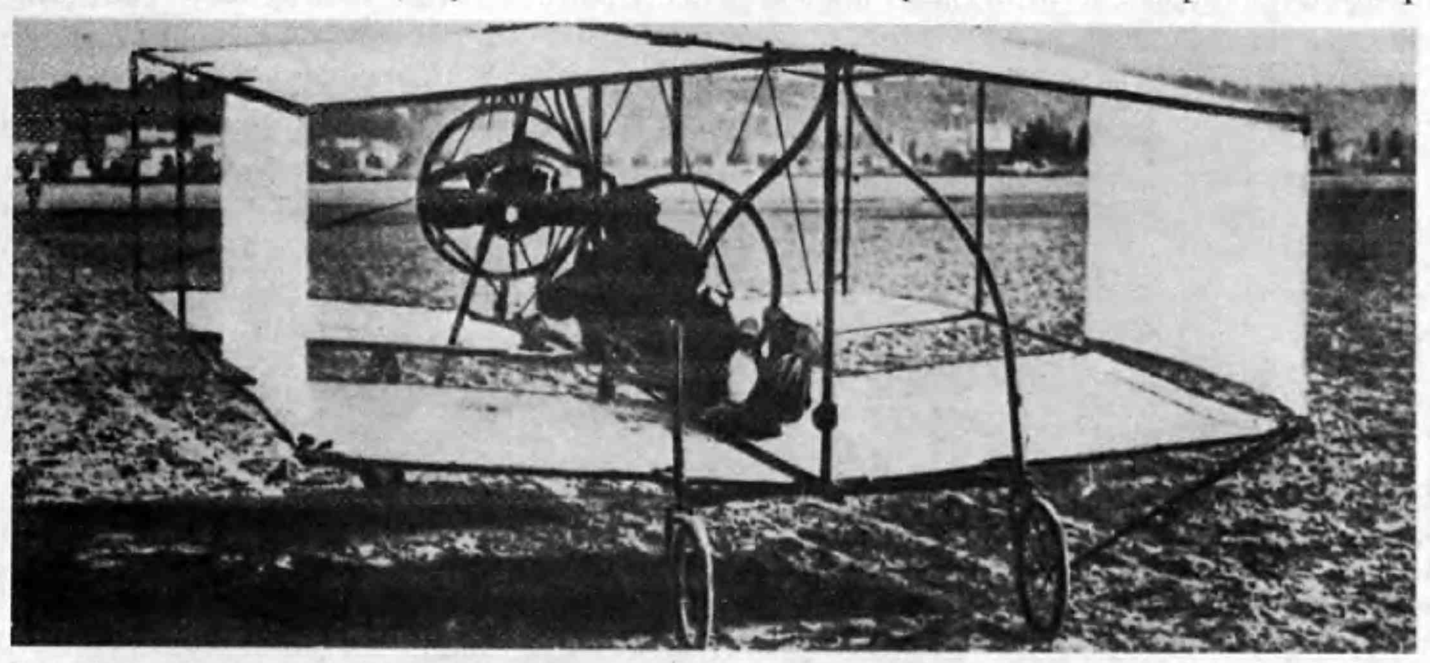


Рис. 2.10. Маленький французский тандемный самолет «Кёшлэн» (1908 г.).

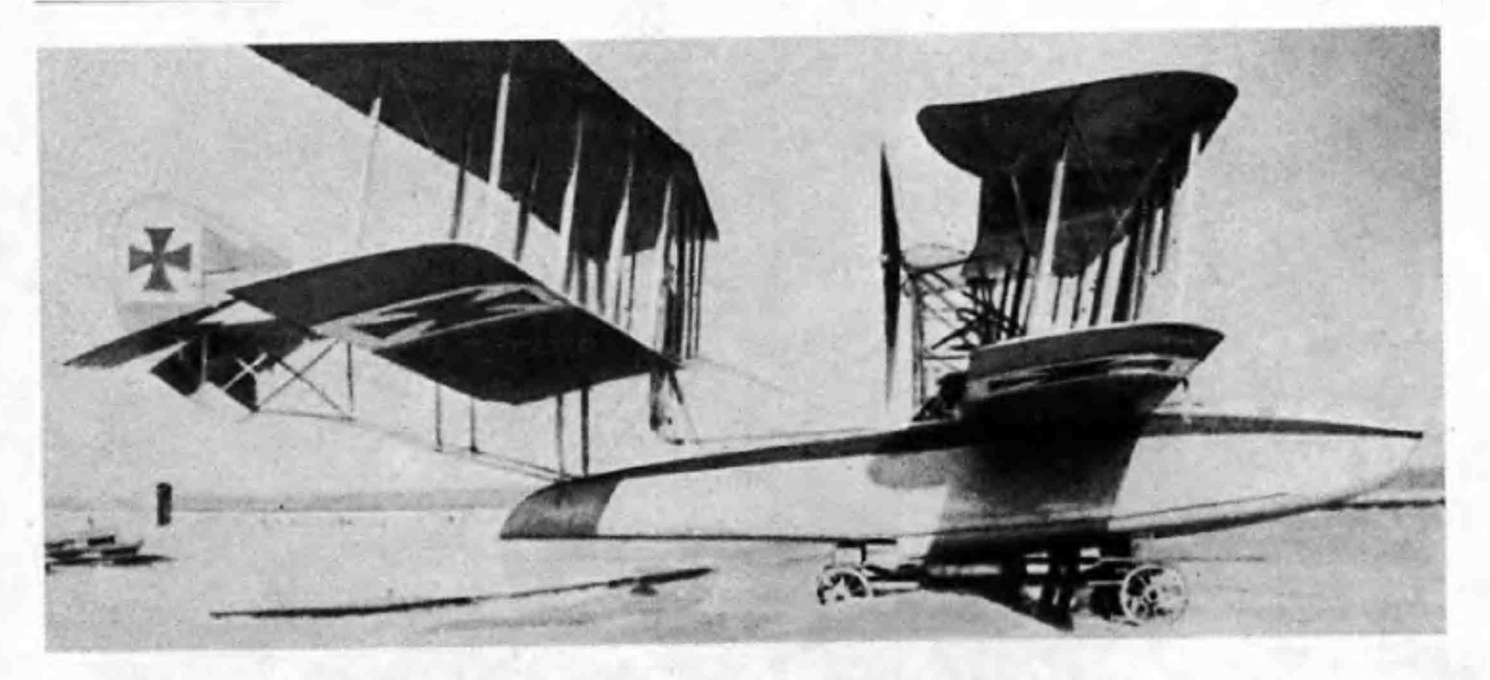


Рис. 2.11. Самолет авиации ВМС Германии «Эртц W.6 Шунер» (1916 г.).

ния, расположенных за коротким корпусом и состоящих из традиционного неподвижного стабилизатора и вертикального оперения с рулями высоты и направления. Элероны были размещены на переднем верхнем крыле.

В фюзеляже располагались два двигателя фирмы «Мейбах» мощностью 240 л. с. (176,4 кВт); каждый из них приводил в движение толкающий винт, расположенный за передним крылом. «Эртц W.6» имел размах крыла около 20 м и довольно значительную взлетную массу – 5020 кг, поэтому максимальная скорость полета самолета составляла всего 117 км/ч. Управление по крену не отличалось высокой эффективностью, поэтому на задних крыльях впоследствии также были установлены элероны.

ПЯТИКРЫЛЫЙ «ФОККЕР»

Голландский авиационный конструктор Антони Фоккер открыл авиастроительный завод в Германии в 1913 г. и стал одним из основных производителей немецких самолетов-истребителей вплоть до 1918 г. Широко известен его небольшой триплан Dr-1, принятый на вооружение в середине 1917 г. На этом самолете успешно летали такие знаменитые летчики, как Манфред фон Рихтгофен по прозвищу «Красный барон».

Фоккер являлся одним из наиболее талантливых конструкторов авиационной техники. В период с 1913 по 1918 гг. он построил более 50 различных моделей самолетов.

Небольшой триплан Фоккера, как и все остальные машины его конструкции, имел ряд модификаций, наиболее необычной из которых стал «тандем», получивший название V.8. Самолет имел удлиненный фюзеляж, а звездообразный двигатель мощностью 110 л. с. был заменен на рядный двигатель водяного охлаждения мощностью 160 л. с. (117,6 кВт). Стандартный комплект трех крыльев прямоугольной формы был установлен в носовой части самолета, а новый бипланный комплект таких же крыльев – в центральной части; наконец, штатное для самолета Dr-1 хвостовое оперение располагалось в хвостовой части фюзеляжа (рис. 2.12).

Фоккер сам испытывал все новые модели; сообщалось, что он выполнил один полет на этом своеобразном пятикрылом самолете, безопасно приземлился, после чего приказал разобрать аппарат.

«ЛЕТАЮЩИЙ ПЛАВУЧИЙ ДОМ» КАПРОНИ

Наиболее амбициозным проектом летательного аппарата с тандемным крылом за

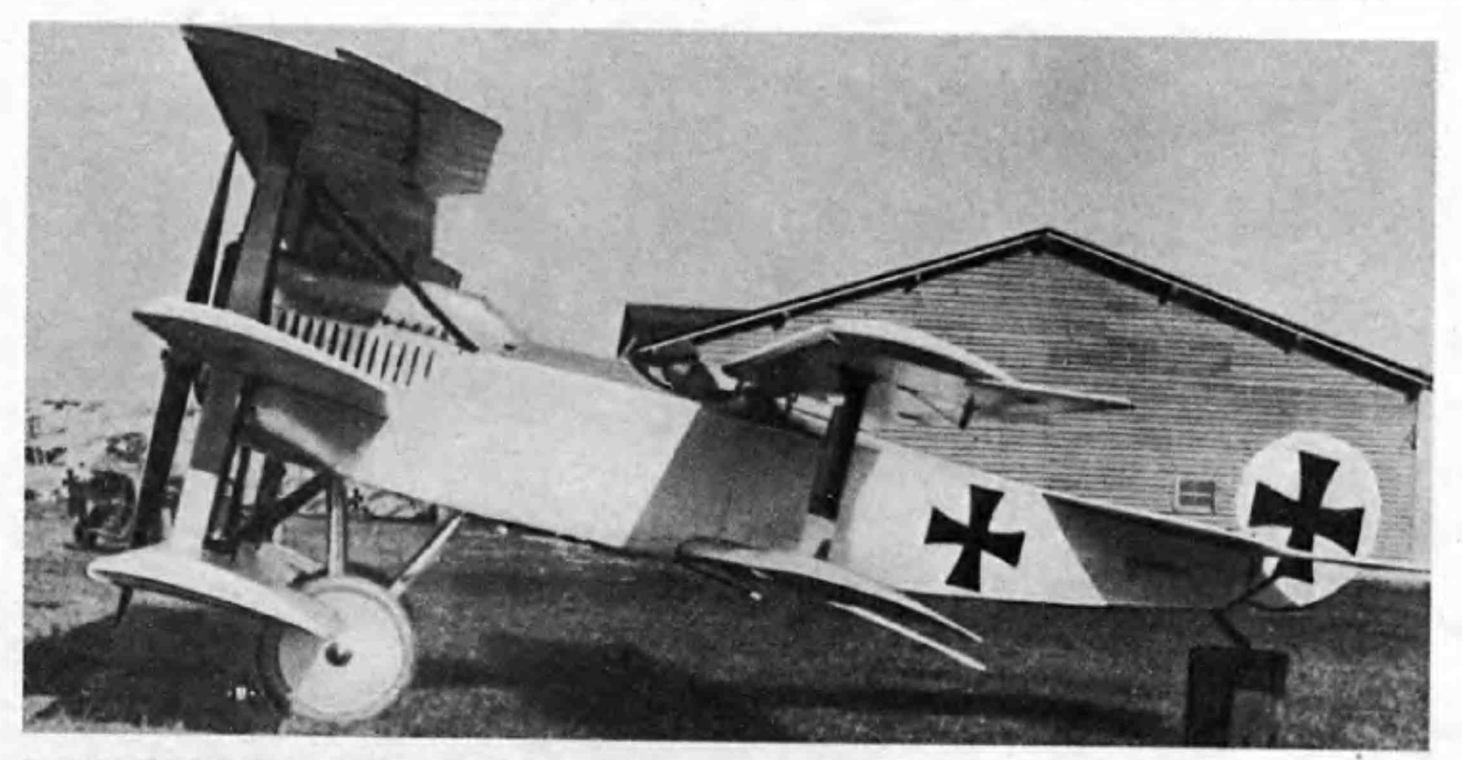


Рис. 2.12. Немецкий самолет «Фоккер V.8» конца 1917 г. с тандемными крыльями и хвостовым оперением.

всю историю авиации стал итальянский «летающий плавучий дом» СА-60 фирмы «Капрони», созданный в 1920 г. Фирма «Капрони» была известна своими гигантскими двухфюзеляжными бомбардировщиками в период первой мировой войны. Масштабы СА-60 наилучшим образом выражаются на итальянском языке словом «капрониссимо».

«Летающий плавучий дом» СА-60 оснащался тремя комплектами трипланных крыльев, оставшихся от бомбардировщиков времен первой мировой войны. Эти крылья устанавливались над стоместным корпусом, который действительно больше напоминал плавучий дом, чем любой из известных самолетов (рис. 2.13). Суммарная площадь девяти крыльев составляла 837 м^2 (лишь один самолет в истории авиации имел большую площадь крыла – гигантская летающая лодка «Хьюз Н-4», построенная в 1947 г.).

Центральные крылья каждого трипланного набора соединялись двумя параллельными коробчатыми конструкциями, напоминающими фюзеляжи. В каждой из таких конструкций (передней и задней) размещался двигатель «Америкен Либерти» мощностью 400 л. с. (294 кВт). Дополнительные силовые установки, состоящие из одного

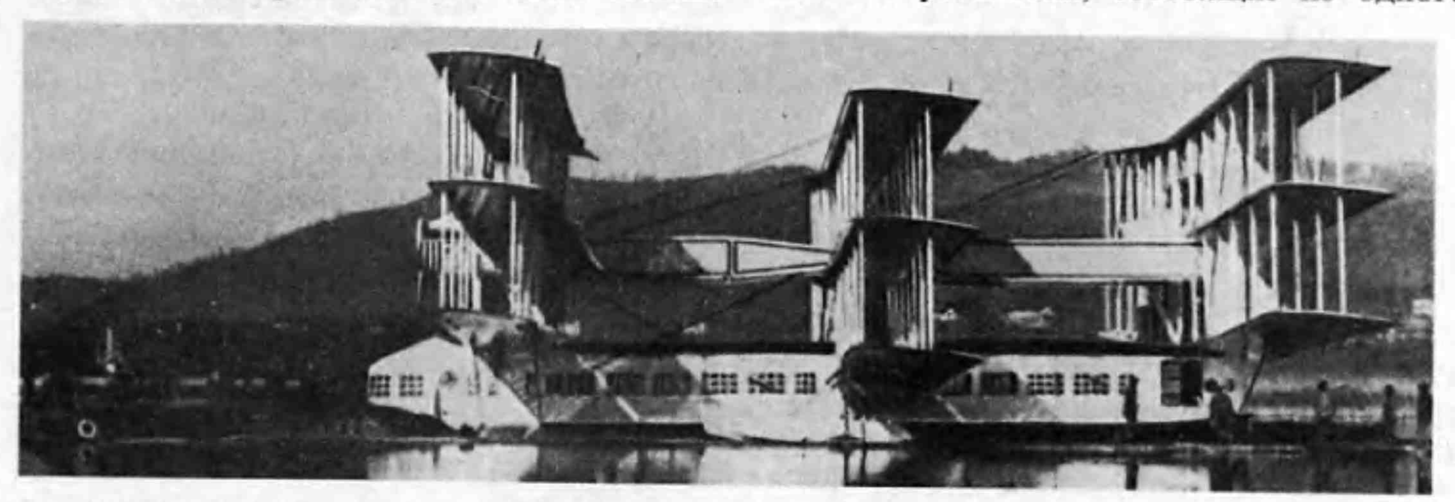


Рис. 2.13. 100-местный самолет СА-60 фирмы «Капрони» (1920 г.). По счастливой случайности был поврежден в первом непродолжительном полете, после чего не использовался.

толкающего и одного тянущего двигателей, были расположены между фюзеляжами в переднем и заднем трипланных наборах крыльев. Таким образом, самолет оснащался восемью двигателями. На всех девяти крыльях были установлены элероны, но задние элероны выполняли также функции рулей высоты. Вертикальные кили и рули направления были установлены с внешней стороны фюзеляжей между всеми задними крыльями.

СА-60 выполнил лишь один непродолжительный прямолинейный полет; к счастью, в конце полета самолет был настолько поврежден, что это послужило достаточным основанием для прекращения дальнейших работ.

Основные данные: силовая установка – 8 двигателей «Либерти» мощностью 400 л. с. (294 кВт); размах крыла 30,5 м; площадь крыла 837 м^2; взлетная масса 24950 кг; оценочная максимальная скорость 145 км/ч.

ПЛАНЕР ПЕЙРЕ

Наиболее успешной реализацией концепции летательного аппарата с тандемным крылом был французский планер Пейре, построенный в 1923 г. Планер был спроектирован в то время, когда послевоенную Европу вновь захлестнула волна увлечения планерным спортом. Это движение сначала возродилось в Германии, которой было запрещено по условиям Версальского договора иметь военную и, частично, гражданскую авиацию. Популярность планерного спорта затем распространилась на Францию и Англию, и вскоре стали проводиться международные соревнования по этому виду спорта.

В ходе первых соревнований планеры просто стартовали от точки запуска (обычно на каком-нибудь холме) и приземлялись в расположенную внизу долину. В соревнованиях оценивалась дальность или продолжительность полета. В любом случае наиболее коротким путем к успеху было создание планера с минимальной нагрузкой на крыло. Проектировщики быстро обнаружили, что увеличение площади крыла за счет использования бипланной схемы не дает желаемых результатов: сопротивление интерференции крыльев значительно превосходило любое преимущество, связанное с малой нагрузкой на крыло, которое, как предполагалось, будет уменьшать скорость снижения летательного аппарата. Дополнительное сопротивление действовало как раз наоборот – увеличивало скорость снижения.

Пейре уменьшил нагрузку на крыло, используя чистую тандемную схему с монопланными крыльями. Оба крыла были расположены перед традиционным вертикальным оперением с рулем направления. Впереди было установлено шасси самолетного типа (рис. 2.14).

Планер Пейре имел необычную систему управления. В дополнение к стандартному рулю направления в хвостовой части фюзеляжа имелись элевоны, размещенные на всем размахе каждого крыла. Эти органы управления выполняли функцию рулей высоты и элеронов. При маневрировании по крену элевоны отклонялись диффренциально, как элероны. При выполнении маневров по тангажу передние элевоны для создания пикирующего момента поднимались, а задние опускались (так как центр масс аппарата располагался между ними).

Новый тандемный планер вошел в историю авиации, установив мировой рекорд продолжительности полета для планеров (3 ч 23 мин) на международных соревнованиях в Итфорде (Англия) в 1922 г. К сожалению, этот рекорд не отражал какое-либо превосходство схемы «тандем» над другими схемами, а явился скорее следствием техники пилотирования – полет выполнялся вдоль склона холма в восходящем потоке, вертикальная скорость которого была больше скорости снижения планера. Первым такой метод использовал Орвилл Райт при установлении своего рекорда продолжительности полета в 1911 г. (9 мин 45 с).

Нет нужды говорить, что этот рекорд не продержался долго, так же, как и сама идея свести к минимуму нагрузку на крыло в целях уменьшения скорости снижения планера. Полученное впоследствии улучшение характеристик планеров основывалось на совершенствовании общей аэродинамики монопланной классической схемы, а не за счет снижения нагрузки на крыло. Планер

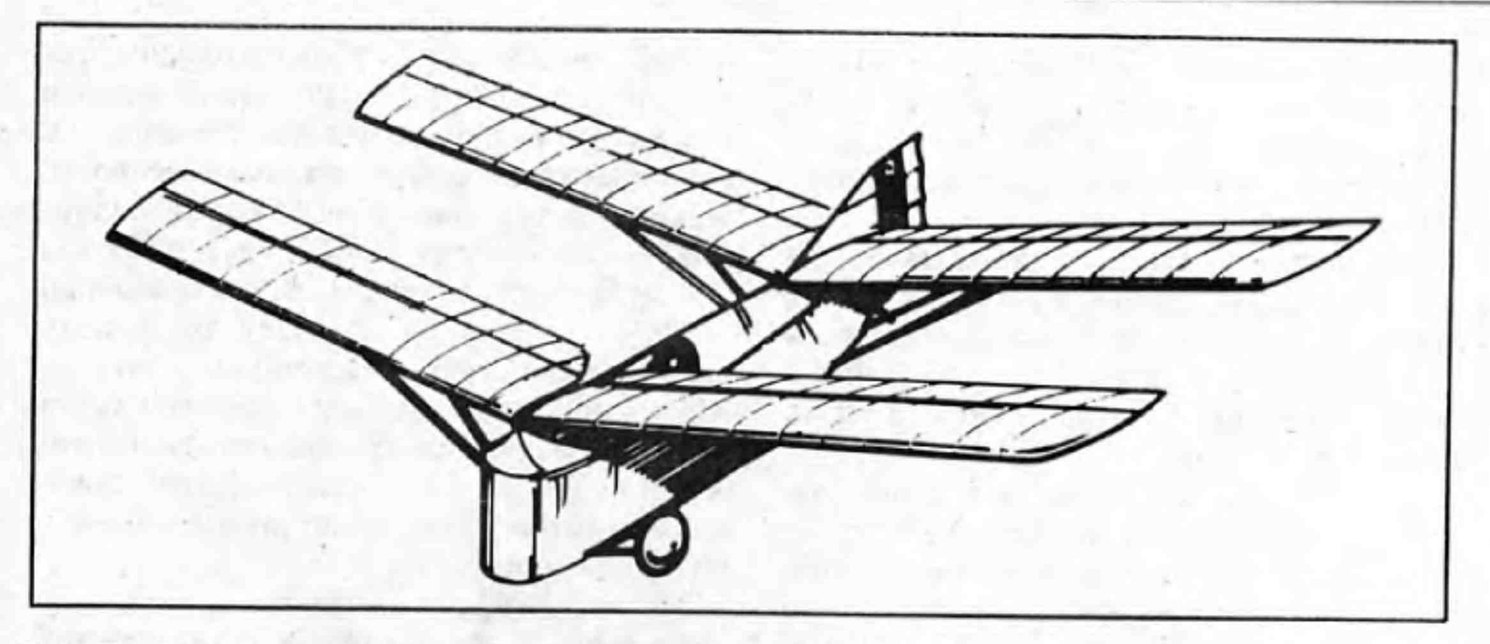


Рис. 2.14. Французский тандемный планер «Пейре» (1923 г.).

Пейре дал тандемной схеме один лишь краткий момент триумфа.

АМФИБИЯ У. СТАУТА

Необычным летательным аппаратом был маленький цельнометаллический двухдвигательный самолет-амфибия схемы «тандем», построенный в 1927 году Уильямом Б. Стаутом. До этого Стаут спроектировал несколько самолетов, но затем его компания была поглощена гигантской фирмой «Форд мотор компани». На основе одного из разработанных Стаутом проектов впоследствии был построен знаменитый трехмоторный пассажирский самолет «Жестяной гусь», но это произошло уже после ухода Стаута из фирмы. Впоследствии Стаут разработал несколько интересных собственных проектов, но ни один из этих самолетов так и не дошел до серийного производства.

Самолет-амфибия схемы «тандем» напоминает летающую лодку, имеющую недостаточно широкий корпус для того, чтобы обходиться без использования устанавливаемых на крыле дополнительных поплавков, обеспечивающих устойчивость на воде. Переднее крыло с расположенными по всему размаху элеронами размещалось на очень коротких подкосах непосредственно перед кабиной. Заднее крыло с рулями высоты (также расположенными по всему размаху) находилось позади тандемной ка-



Рис. 2.15. Уникальный цельнометаллический двухдвигательный тандем Стаута.



Рис. 2.16. Амфибия Стаута, напоминающая летающую лодку.

бины. Под ним же располагались рули направления и стабилизаторы. Силовая установка самолета состояла из двух британских двухцилиндровых двигателей воздушного охлаждения «Бристоль Чераб» (мощность 32 л. с., 24 кВт), установленных в отдельных моногондолах (рис. 2.15, 2.16).

В данной компоновке реализован принцип, упущенный из виду создателями более ранних самолетов с крылом схемы «тандем». На амфибии Стаута переднее крыло было расположено значительно ниже заднего, которое ввиду этого обтекалось невозмущенным потоком.

Сегодня мы располагаем лишь приведенными фотоснимками, которые датированы 12 мая 1927 года. Неизвестно, летала ли когда-либо эта амфибия и что стало с ней дальше.

«ЛЕТАЮЩАЯ БЛОХА» А. МИНЬЕ

Честь стать первым массовым самолетом с тандемным крылом выпала на долю созданного в 1934 г. французским авиационным конструктором Анри Минье самолета под названием «Пу дю сьель».

В момент своего появления «Летающая блоха» казалась воплощением давней мечты всех авиаторов о дешевом и простом в пилотировании самолете, который каждый может построить самостоятельно. На деле все оказалось несколько иначе.

В своем исходном и весьма успешном варианте (рис. 2.17) «Летающая блоха» представляла собой тандемный моноплан, в котором переднее крыло располагалось несколько выше заднего и частично накрывало его (всего лишь на несколько дюймов). Система управления полетом была уникальна: движение ручки управления самолетом вперед и назад приводило к перемещению переднего крыла, выполнявшего в этом случае функцию руля высоты. Элероны отсутствовали; поперечная устойчивость обеспечивалась V-образностью крыла. Отклонение руля направления вводило «летающую блоху» в вираж «блинчиком». Изменение угла отклонения руля направления осуществлялось боковым движением ручки управления – дача ручки управления влево для отклонения в эту же сторону руля направления и наоборот. Минье считал, что традиционное управление рулем направления не соответствует естественному чувству и не склонный к технике человек не способен с ней справиться. Ограниченная управляемость самолета значительно затрудняла посадку при наличии бокового ветра.

Исходная силовая установка самолета была разработана на базе модифицированного двигателя для мопедов мощностью 17 л. с. (12,5 кВт). Модифицированный вариант НМ-14 оказался очень удачным. Самолет обладал весьма ограниченными возможностями, что было приемлемо, так как единственным назначением самолета считалось выполнение прогулочных полетов, а необходимость решать те или иные транспортные задачи отсутствовала. Весьма ограниченные финансовые ресурсы конструктора также сослужили хорошую службу его детищу. Так как Минье мог позволить себе лишь самые легкие двигатели, самолет получился малоскоростным, что избавило его

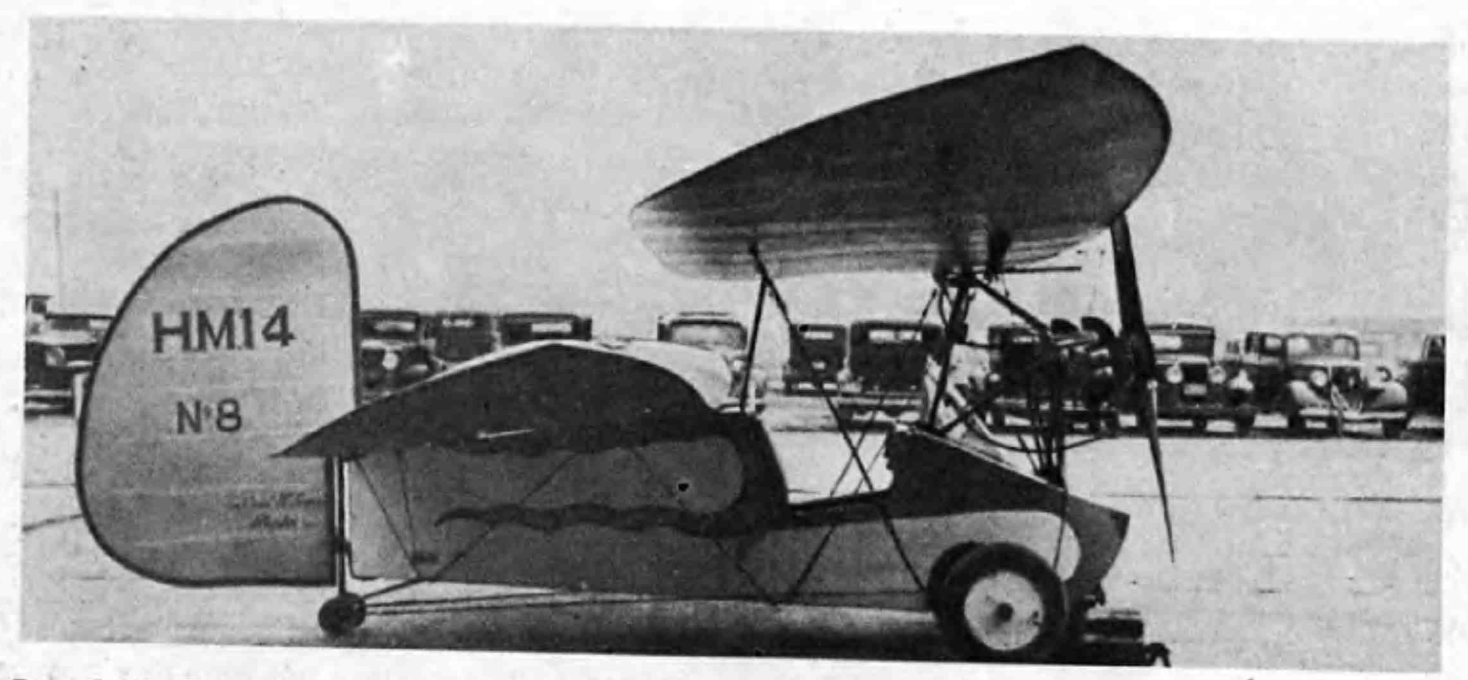


Рис. 2.17. Первый вариант французского самолета «Минье НМ-14», широко известного под названием «Летающая блоха».

от целого ряда неприятностей. При взлете, крейсерском полете и посадке полетные скорости были примерно одинаковы. Когда этот самолет стал популярен, другие авиаторы начали его «усовершенствовать», что вызвало серьезные неприятности.

Все началось, конечно, с установки двигателей мощностью до 65 л. с. (47,8 кВт) для получения большей скорости. Применение более мощных двигателей привело к серии необъяснимых катастроф, вследствие которых полеты на самолетах этого типа были запрещены в Англии и Франции.

Исследования в натурных аэродинамических трубах показали, что изменение угла установки переднего крыла (подъем вверх) при выполнении маневров, связанных с изменением угла тангажа, приводило к уменьшению зазора между задней кромкой верхнего крыла и передней кромкой нижнего. При этом масса воздуха, протекающая между крыльями, ускоряется. Вследствие неравномерного увеличения подъемной силы крыльев самолет переходил в пикирование, а летчик, выполняя естественное в этом случае движение и беря ручку управления на себя, лишь ухудшал ситуацию.

К тому времени, когда все это выясни-



Рис. 2.18. Усовершенствованный вариант «Летающей блохи» (1950-е гг.).

лось и были произведены необходимые усовершенствования, спрос на эти самолеты упал. Интерес к «Летающей блохе» вновь возник после окончания второй мировой войны, когда самолеты со значительно разнесенными крыльями (по высоте и горизонтали) появились на рынке. Некоторые из этих последних моделей все еще имели поворотное крыло. На других же были установлены рули высоты на заднем крыле. Были и модели, которые оснащались подвижным задним крылом (рис. 2.18).

«Летающая блоха» в настоящее время представляется скорее показателем незрелости изобретательских идей в области любительского самолетостроения, чем серьезной вехой на пути развития самолетов данного типа, как это можно было полагать при ее создании.

«ДУО-МОНО» М. ДЕЛАННЕ

Новый подход к проектированию самолетов с тандемным крылом был предложен и релизован французским авиационным конструктором Морисом Деланне. Его концепция основывалась на использовании во всех отношениях традиционного по схеме моноплана с укороченной хвостовой частью фюзеляжа, на которой устанавливалось нормальное горизонтальное оперение (являющееся задним крылом тандема) увеличенного размаха. Это заднее крыло создавало значительную подъемную силу, так что необходимо было сдвинуть назад центр масс самолета, и конструктор переместил кабину экипажа значительно дальше назад, чем это обычно делалось на самолетах. Первая модель самолета Деланне («модель 20») представляла собой легкий двухместный самолет, который был построен в 1937 г. Конструктор во многом использовал проектные идеи, заложенные в конструкцию «Летающей блохи», предположив, что вертикальный зазор между крыльями способствует улучшению обтекания заднего крыла и устраняет опасность штопора для самолета. Первая опытная машина вскоре разбилась, но вторая налетала более 600 часов. Было построено несколько модификаций этого самолета, включая несколько планеров.

Военный потенциал самолета Деланне в качестве двухместного истребителя с отличной зоной обстрела из стрелково-пушечного вооружения для заднего стрелка проявился в том, что французское правительство выдало заказ на постройку опытного самолета «10С-2» (буква «С» означает самолет-истребитель, а номер «2» показывает наличие двух членов экипажа). Деланне не располагал необходимыми производ-

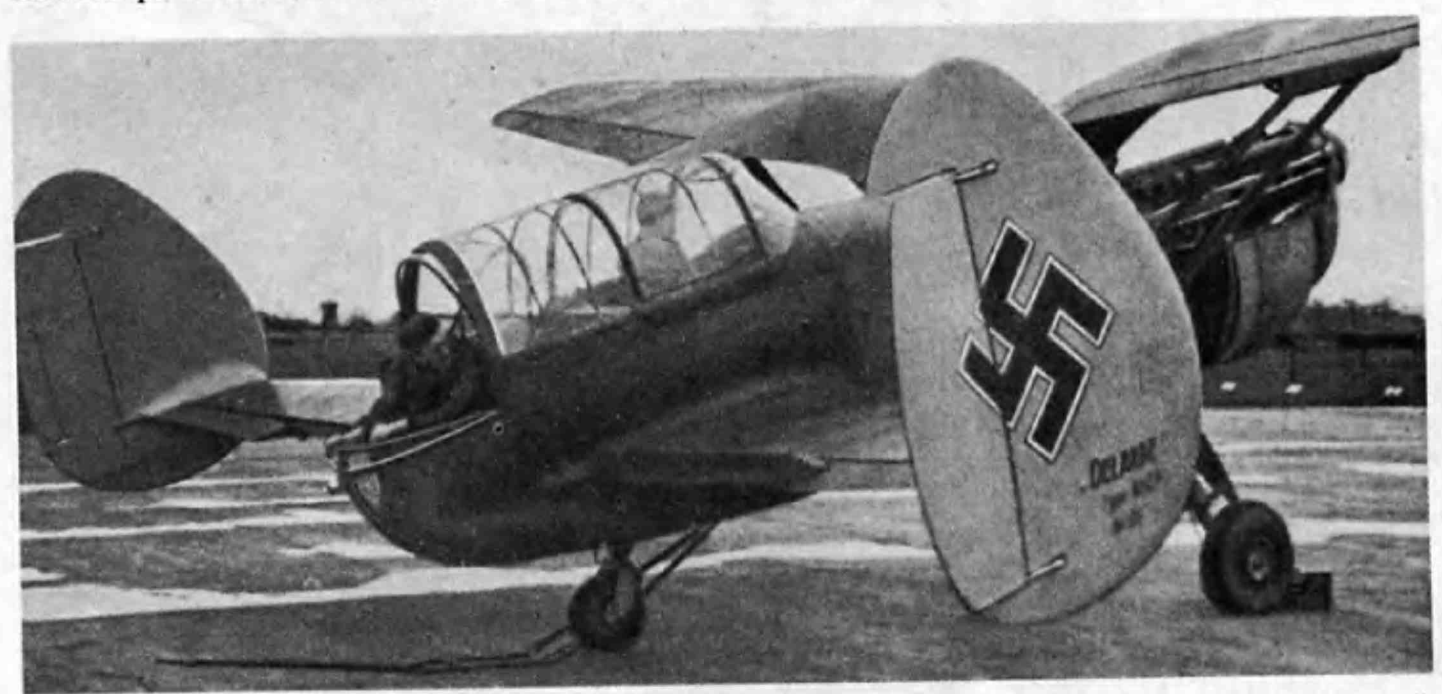


Рис. 2.19. Французский самолет М. Деланне 10С-2, захваченный в годы второй мировой войны Германией.

ственными мощностями, поэтому «10С-2» выпускался предприятиями фирмы «Арсенал».

Основные данные: двигатель «Испано-Сюиза» мощностью 1010 л. с. (742 кВт); размах крыла 10,1 м; площадь крыла 22,5 м^2; взлетная масса 2850 кг. Сообщалось, что максимальная скорость самолета составляет 547,5 км/ч, что весьма необычно для самолетов таких размеров, массы и мощности силовой установки.

Германия оккупировала Францию как раз при завершении создания «10С-2», поэтому летные испытания проводились уже под контролем немцев (рис. 2.19).

ТАНДЕМНЫЙ САМОЛЕТ ФИРМЫ «УЭСТЛЕНД»

В 1941 г. английская фирма «Уэстленд», основываясь на концепции самолета Деланне, построила собственный самолет. Вместо того чтобы спроектировать целиком новую модель, проектировщики взяли опытный образец самолета «Лайсендер» и, разрезав фюзеляж в поперечной плоскости вблизи задней кромки крыла, вставили новый отсек, в котором предусматривалась турельная установка из четырех пушек, традиционно используемая в качестве хвостовой турели тяжелых бомбардировщиков (рис. 2.20, 2.21). Этот самолет, получивший неофициальное название «Уэндовер» (иногда самолет назывался «Лайсендер V»), должен был стать недорогим учебно-тренировочным самолетом для подготовки стрелков хвостовых пушечных установок. Летно-технические характеристики самолета практически исключали его самостоятельное применение в боевых действиях. С другой стороны, самолет мог использоваться в целях аэродинамических исследований, а макет турельной установки был включен в конструкцию самолета для иллюстрации возможностей практического применения.

«КВИКИ»

Интерес к самолету с крыльями схемы «тандем» практически полностью угас после создания самолетов Деланне и фирмы «Уэстленд». Но все же в 1977 г. идея была возрождена и весьма успешно реализована в новом самолете, получившем название



Рис. 2.20. Стандартный английский связной самолет времен второй мировой войны «Лайсендер» фирмы «Уэстленд».

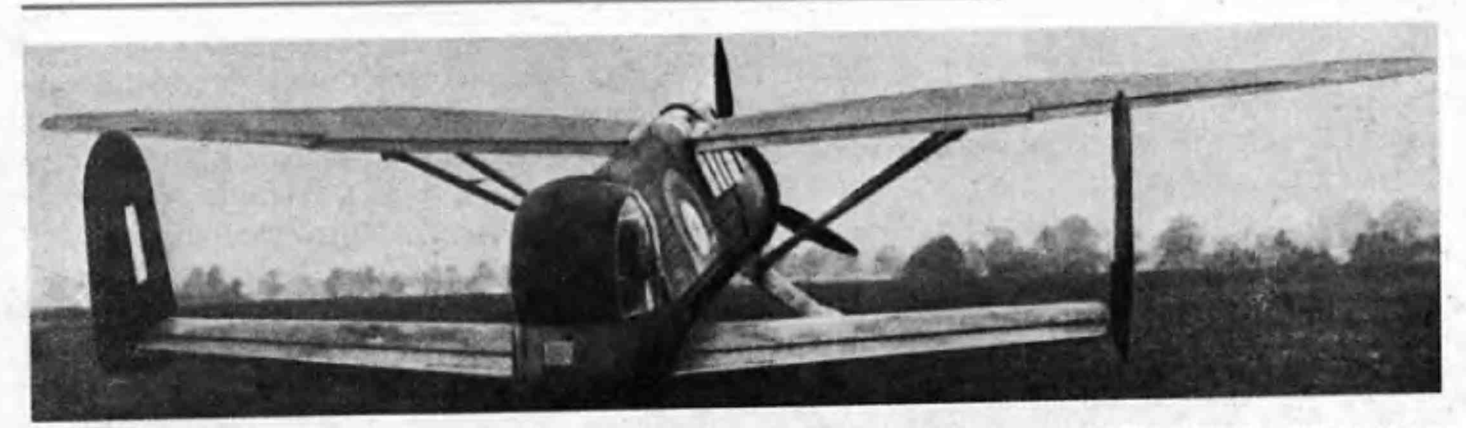


Рис. 2.21. Тандемная модификация самолета «Лайсендер» фирмы «Уэстленд» с укороченным фюзеляжем и макетом турельной пулеметной установки.

«Квики»,– легком любительском летательном аппарате, спроектированном Томом Джуитом, Джином Шихэном и Бертом Рутаном. В качестве силовой установки самолета использовался двухцилиндровый двигатель «Онан» мощностью 18 л. с. (13,2 кВт). Секрет достигнутых на этом самолете высоких характеристик заключается в использовании новых конструкционных материалов – стеклоткани и пенопласта, позволяющих обеспечить высокое качество поверхности летательного аппарата и использовать очень точные ламинаризованные аэродинамические профили.

Определить схему этого самолета довольно сложно. Крылья имеют практически одинаковые размах и площадь, поэтому «Квики» можно считать тандемом. В то же время проектировщики считают, что самолет построен по схеме «утка», так как рули высоты находятся на переднем крыле, а элероны – на заднем. Этот же самолет можно считать бесхвостым бипланом с очень большим отрицательным смещением крыльев по горизонтали. Необычной компоновочной особенностью самолета является размещение колес основного шасси в законцовках нижнего (переднего) крыла (рис. 2.22).

С тех пор, когда «Квики» появился на

Рис. 2.22. Любительский самолет «Квики», наиболее популярный самолет с тандемными крыльями из построенных до настоящего времени.

рынке любительских самолетов в 1980 г., суммарное производство этих аппаратов превысило общую численность самолетов схемы «тандем», построенных со времен Лэнгли. Успех этой машины привел к разработке несколько более крупного варианта с двухместной кабиной 0–2, а также двухместного самолета «Дрэгонфлай».

Основные данные «Квики» (модель А): размах крыла 5,2 м; полная площадь крыла 4,98 м^2; взлетная масса 217 кг; максимальная скорость 203 км/ч.

АТТТ ФИРМЫ «БИЧ»

Перспективный тактический транспортный самолет АТТТ разрабатывается компанией «Скейлд композитс», являющейся дочерним предприятием фирмы «Бич эркрафт», для выполнения задач специального назначения в зоне театра военных действий. Заказ на постройку и испытания опытно-экспериментального самолета был выдан Управлением планирования НИОКР Министерства обороны США.

Компоновка самолета характеризуется применением двух крыльев большого удлинения, расположенных по схеме «тандем», и классического хвостового оперения. Тандемные консоли крыльев соединяются удлиненными мотогондолами, что позволило облегчить конструкцию самого крыла, повысить его жесткость на кручение и решить проблему размещения необходимого количества топлива. Каждая консоль крыла оборудована двухсекционными закрылками и элероном, а в конструкции крыльев применены четыре различных профиля. Заднее крыло имеет больший размах и небольшой отрицательный угол поперечного V, тогда как переднее крыло обладает положительным поперечным V.

Эта компоновка самолета является дальнейшим развитием схемы рекордного самолета «Вояджер» и используется с целью повышения аэродинамического качества аппарата при полете на крейсерском режиме, а также для сокращения длин разбега и пробега при взлете и посадке.

Летные испытания опытного образца самолета (рис. 2.23), начатые в декабре 1987 г., показали, что на режиме взлета аэродинамическое качество достигает ~ 20, а C_y – 3,35. На крейсерском режиме полета все три аэродинамические поверхности (два крыла и стабилизатор) являются несущими.

На самолете предполагается использовать два двигателя мощностью 2800 л. с. (2,06 МВт), размещаемые в удлиненных мотогондолах. Конструкция планера на 70% состоит из композитных материалов.

Основные данные: длина 22 м; размах переднего крыла 18,5 м; размах заднего крыла 23,4 м; высота 4,3 м; масса пустого самолета 13150 кг; максимальная взлетная масса 2550 кг; боевой радиус действия 2200 км; скорость полета (на высоте 900 м) 600 км/ч; максимальная полезная нагрузка 5670 кг.



Рис. 2.23. Тактический транспортный самолет АТТТ.

Глава 3
Самолеты схемы «бесхвостка»

Практически с того самого момента, как человек начал строить летательные аппараты, самолеты схемы «бесхвостка» стали одной из наиболее популярных схем. Одной из первых природных аналогий, на основании которых человек стал создавать летательные аппараты, является естественный бесхвостый планер – семя тропического растения дзанония[1], которое отличается естественной аэродинамической устойчивостью. Семена этого растения, сорвавшись с веток, планируют на значительную дальность до того, как падают на землю, где они пускают корни.

ДОСТОИНСТВА

На первый взгляд, самолет схемы «бесхвостка»[2] обладает многими преимуществами по сравнению с традиционными схемами, которые обусловлены значительным снижением массы конструкции, аэродинамического сопротивления и стоимости благодаря исключению хвостовой части фюзеляжа и аэродинамических поверхностей оперения. Кроме этого, вследствие меньшей инерционности повышается маневренность аппарата. В крупногабаритных конструкциях этой схемы грузы и пассажиры могут размещаться внутри крыла, располагающего значительными объемами. В большинстве построенных самолетов схемы «бесхвостка» силовая установка, экипаж и т. п. размещаются в укороченном по сравнению с обычными фюзеляже, который часто называют гондолой.

НЕДОСТАТКИ

Летательные аппараты схемы «бесхвостка» обладают двумя принципиальными недостатками, которые вполне способны свести на нет присущие этой схеме достоинства. Первым из этих недостатков является неустойчивость в движении тангажа – тенденция крыла к вращению относительно собственной поперечной оси, если положение точки приложения подъемной силы (центр аэродинамического давления) изменяется относительно положения центра масс. Устойчивость такого аппарата легко обеспечить для некоторого расчетного значения скорости, но при изменении скорости или положения центра давления обеспечение устойчивости представляется довольно сложным. Вторым недостатком схемы «бесхвостка» является малое плечо поверхностей управления по тангажу. Так как традиционные органы балансировки – рули

---

[1] Семя Дзанония макрокарпа имеет серповидную форму в плане и значительную отрицательную крутку слегка отклоненных вниз законцовок, что совместно с наличием поперечного V обеспечивает естественную устойчивость полета.– *Прим. перев.*

[2] В данную главу не вошли бесхвостки с крылом малого удлинения (они описаны в гл. 4), которые в отечественной литературе также считаются бесхвостками.– *Прим. перев.*

высоты – располагаются очень близко к центру тяжести (для «бесхвосток» с прямым крылом), их эффективность значительно снижается по мере уменьшения величины плеча этих поверхностей управления. Это означает, что для создания требуемой по величине силы они должны отклоняться на больший угол. Поэтому для обеспечения балансировки самолета в горизонтальном полете требуется отклонить рули высоты, что приводит к появлению дополнительного аэродинамического сопротивления, известного под названием балансировочного.

Еще одной проблемой, с которой обычно сталкиваются проектировщики самолетов схемы «бесхвостка», является выбор места для размещения вертикального оперения и руля направления. Лишь очень немногим авиационным конструкторам удалось построить самолеты схемы «бесхвостка» без вертикального оперения; большинству все же пришлось использовать эти поверхности – зачастую существенно большей площади из-за их пониженной эффективности вследствие уменьшения плеча вертикального оперения. Некоторые конструкторы удлиняли короткие фюзеляжи этих самолетов для того, чтобы установить в хвостовой части фюзеляжа одиночный руль направления, что позволяет несколько увеличить создаваемый момент; другие устанавливали руль направления на каждую из законцовок крыла или ближе к борту фюзеляжа в районе хвостовой части.

ПУТИ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМ САМОЛЕТОВ СХЕМЫ «БЕСХВОСТКА»

Естественную подсказку для решения проблемы устойчивости и управляемости летательных аппаратов схемы «бесхвостка» дает анализ геометрии семени дзанонии. Задние кромки «законцовок крыла» этого семени расположены достаточно далеко от его центральной части и создают по существу стреловидную конфигурацию. Кроме того, тенденция к возникновению кабрирующего момента исключается за счет отклонения вверх задних кромок концевых частей семени (на самолетах этому участку обычно соответствует область установки руля высоты), так что обтекающий семя поток создает направленную вниз силу, которая балансирует кабрирующий момент.

При разработке самолетов схемы «бесхвостка» нетрудно придать крылу прямую стреловидность и установить рули высоты на законцовках, где они, имея большее плечо относительно центра масс, будут обладать большей эффективностью. Так как на законцовках крыла обычно располагаются и элероны (для создания максимального момента относительно продольной оси самолета), целесообразно объединить функции элерона и руля высоты в единой поверхности управления, которая получила название «элевона». Расположенные на противоположных законцовках крыла поверхности управления при отклонении в одном направлении работают как рули высоты, а при отклонении в разные стороны – как элероны. При необходимости осуществляется комбинированное отклонение этих поверхностей управления.

Для обеспечения установившегося полета тенденция к возникновению кабрирующего момента самолета схемы «бесхвостка» парируется путем отклонения законцовок крыла с целью уменьшения угла атаки; по сути дела, в этом случае законцовки крыла используются как рули высоты, постоянно отклоненные вверх, вместо отклонения рулей высоты или элевонов.

Такой подход обладает, в свою очередь, существенным недостатком, который авиационные конструкторы первых лет авиации, вероятно, не до конца понимали. Уменьшение угла атаки концевых частей крыла приводит к значительному снижению подъемной силы на этих участках, тогда как их аэродинамическое сопротивление значительно увеличивается – а именно для исключения этих явлений и предполагалось исключить из конструкции традиционного оперения хвостовую часть фюзеляжа на самолетах схемы «бесхвостка».

За годы развития авиации было создано довольно мало самолетов схемы «бесхвостка» с прямым крылом. Наиболее совершенными из летательных аппаратов этого типа были легкие самолеты с весьма ограничен-

ным диапазоном скоростей полета. Схема «бесхвостка» на протяжении развития авиации постоянно имела своих устойчивых приверженцев, но до появления современных бесхвостых планеров и сверхлегких летательных аппаратов периода 1970–1980 гг. единственной массовой «бесхвосткой» стал немецкий перехватчик с ракетным двигателем «Мессершмитт» Ме-163, созданный в 1944–1945 гг.

Присущие бесхвостым конструкциям преимущества, связанные с уменьшением массы, стоимости и аэродинамического сопротивления, проявляются, главным образом, в области планерной техники и ультралегких летательных аппаратов, для которых характерен очень узкий диапазон скоростей полета, что существенно упрощает решение проблем балансировки и обеспечения необходимой управляемости. Более того, поскольку в аппаратах этого типа летчик размещается несколько ниже центра масс конструкции (а масса летчика для этих аппаратов нередко превышает массу всей конструкции), возникает значительный по величине стабилизирующий момент, способный создать запас устойчивости по тангажу, что, в свою очередь, позволяет использовать в конструкции прямое, а не стреловидное крыло.

ПЛАНЕРЫ И. ЭТРИХА

Австрийский авиционный конструктор Иго Этрих был одним из нескольких экспериментаторов, которые в конце 1890-х гг. независимо друг от друга работали в области планеризма. Разгадав секрет устойчивости полетов семени дзанонии, он сумел значительно опередить в своих исследованиях других авиационных конструкторов. Он не стал создавать легкие планеры (полет которых осуществляется после разгона вниз по холму, а управление обеспечивается изменением положения летчика), а построил более тяжелый аппарат, оснащенный трехколесным шасси. Разбег планера происходит при его скатывании с наклонной деревянной рампы (рис. 3.1).

К 1904 г. Этрих построил и успешно провел летные испытания больших планеров, которые все больше и больше напоминали семя дзанонии. Эти планеры оснащались отнесенными назад и отклоненными

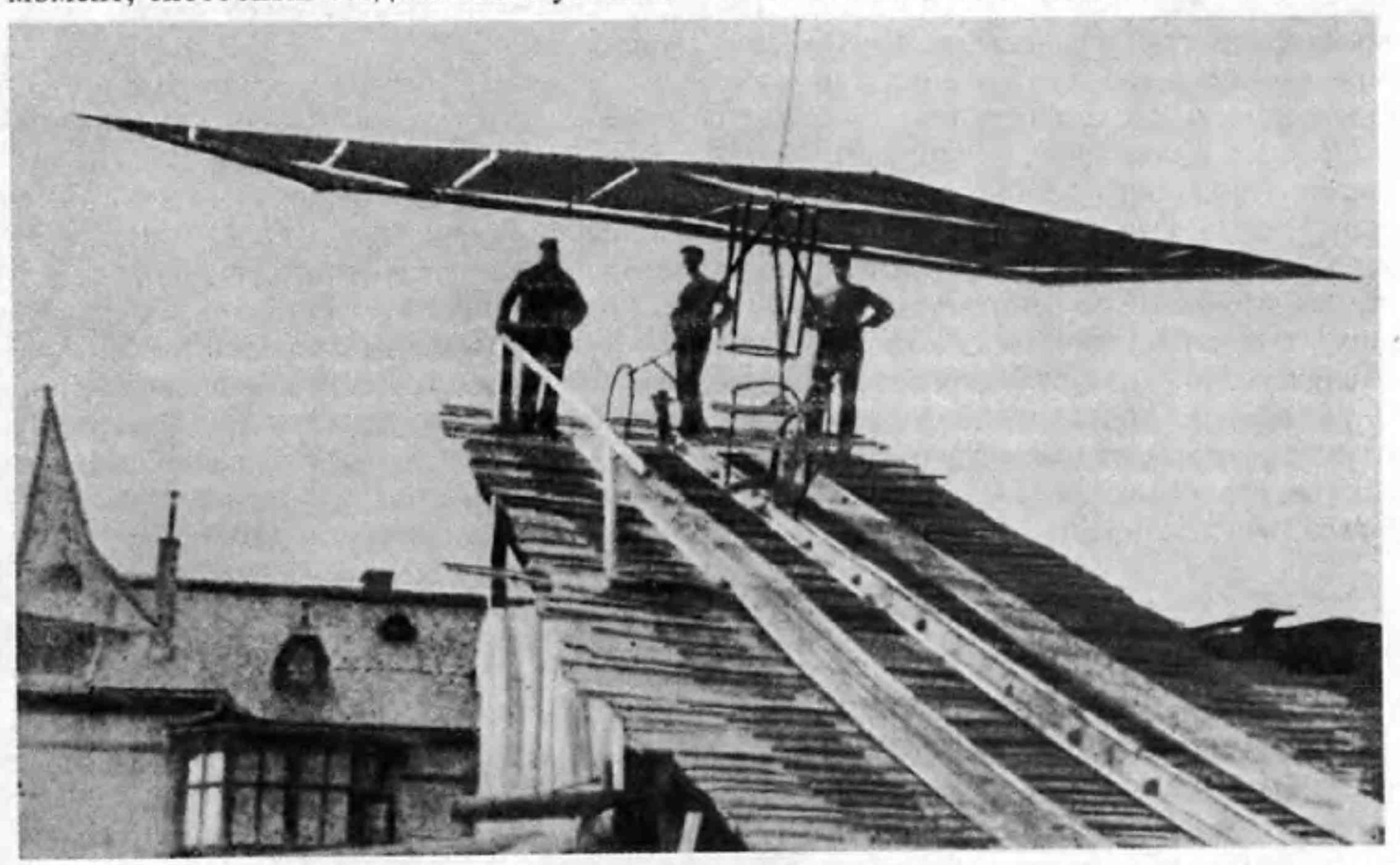


Рис. 3.1. Австрийский бесхвостый планер Этриха (1909 г.), установленный на своей наклонной взлетной рампе.

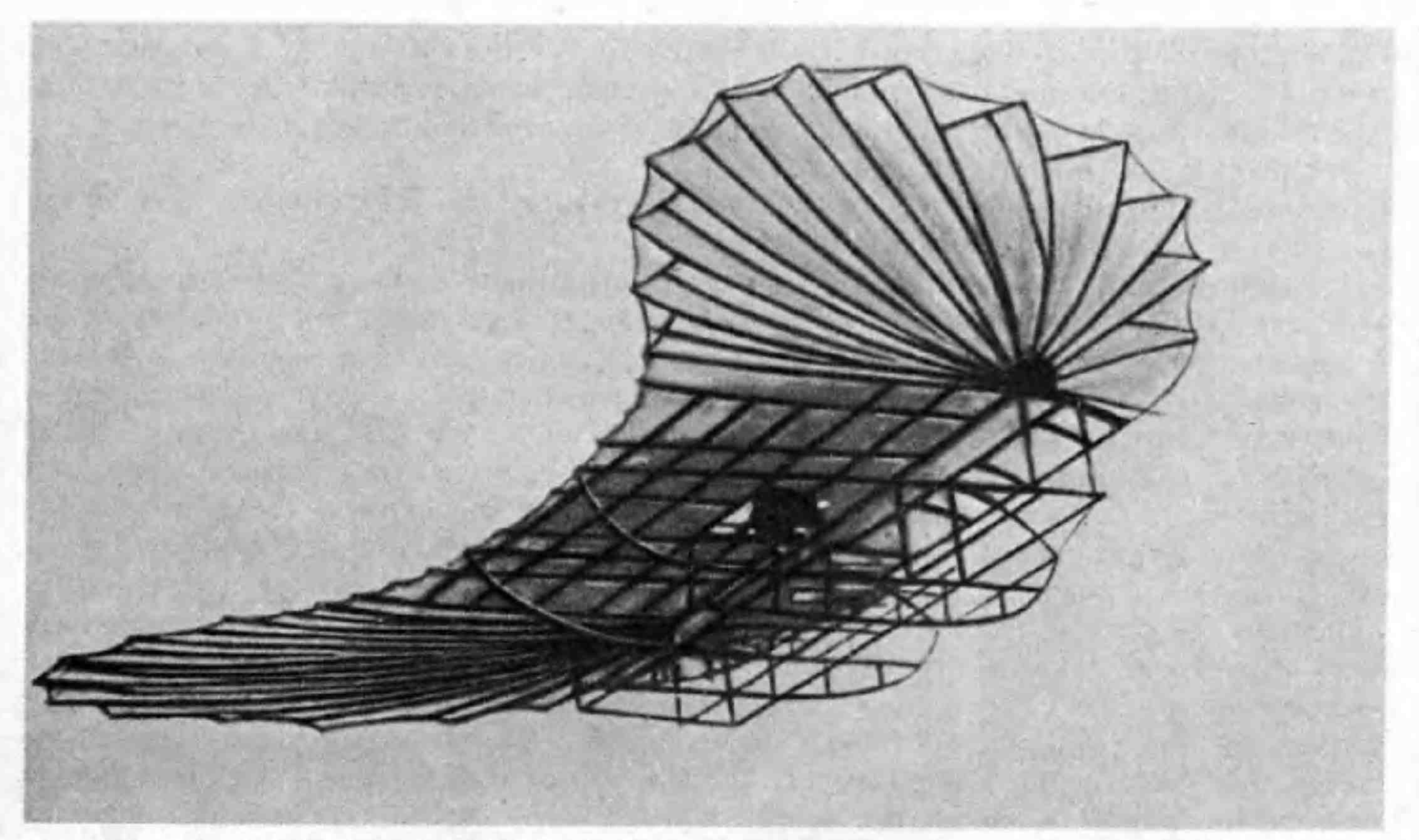


Рис. 3.2. Бесхвостый планер Этриха (1907 г.) с крылом, близким по форме к семени дзанонии.

вверх законцовками крыла, обеспечивающими повышение устойчивости движения бесхвостого планера по тангажу (рис. 3.2). Решив проблему устойчивости полета, Этрих столкнулся с трудностями обеспечения управляемости своих планеров. Для того чтобы преодолеть эту проблему, в 1908 г. он добавил к конструкции горизонтальное оперение большого удлинения и оснастил планер силовой установкой. В построенных Этрихом самолетах крыло имело форму семени дзанонии. Разработанный в 1911 г. аппарат в плане напоминал голубя (по-немецки голубь – «таубе»). Эта конструкция стала весьма популярной, и несколько немецких фирм строили «Таубе» в различных модификациях с 1912 г. вплоть до начала первой мировой войны.

«ДАНН»

Англичанин Джон У. Данн построил бесхвостый хорошо зарекомендовавший себя планер в 1907 г. Этот планер в последующие 4 года был преобразован в самолет схемы «биплан», который на время стал своего рода стандартом для большинства самолетов схемы «бесхвостка». Некоторые из проверенных на этом самолете технических решений являются стандартными и для современных самолетов схемы «бесхвостка».

Проблемы обеспечения продольной устойчивости самолета «Данн» D.5 (с двигателем мощностью 50 л. с.) (36,75 кВт)) была решена путем использования крыла большой стреловидности и значительно уменьшенного угла атаки законцовок крыла (что соответствует подъему задних кромок законцовок крыла аналогично случаю семени дзанонии). Такое уменьшение положительного угла атаки (т. е. фактически угла установки крыла) в направлении к законцовкам называется отрицательной конической круткой крыла (крутка в обратном направлении называется положительной).

Дж. Данн также стал изобретателем элевона – органа управления, который объединяет в себе функции руля высоты и элерона. Изобретатель, однако, не преуспел в продаже своей уникальной конструкции. Первая мировая война существенно сократила рынок гражданской авиации. В то же время при первых испытаниях элевон не

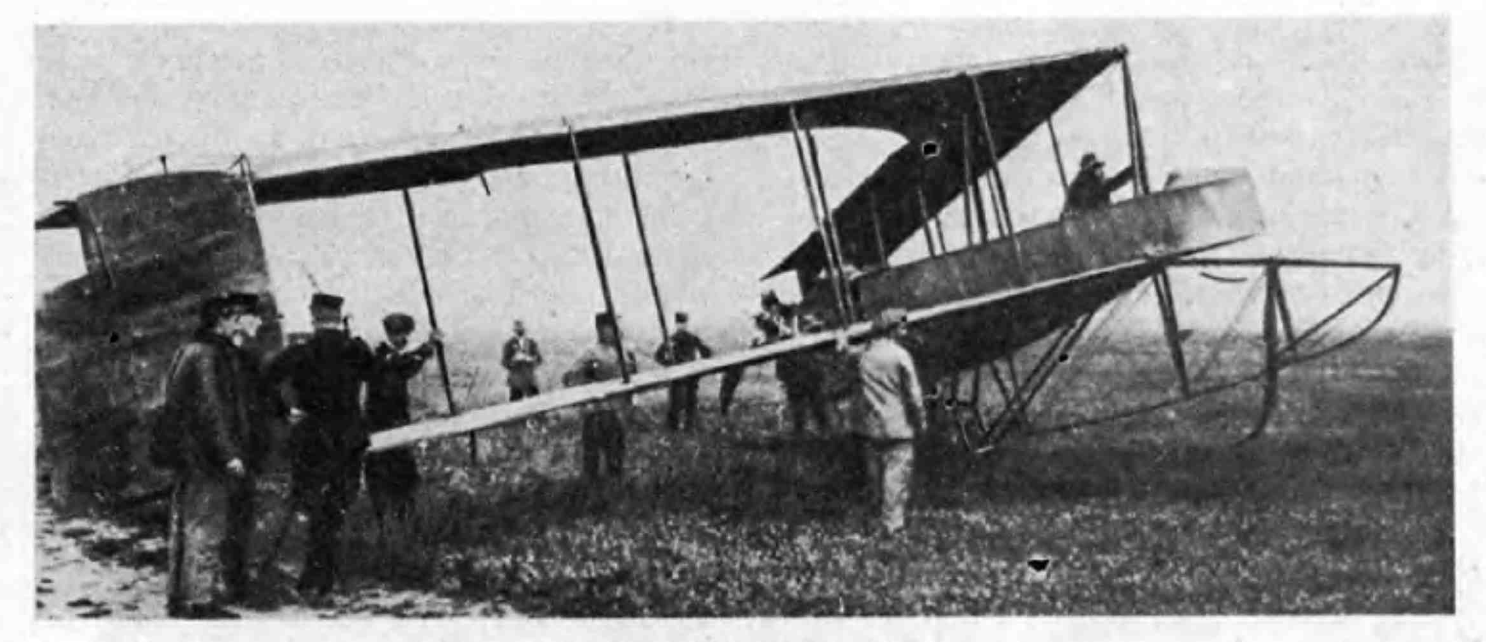


Рис. 3.3. Модификация 1911 г. английского самолета D.5.

смог удовлетворить предъявляемым военными требованиям. После этого Данн продал лицензию на производство элевонов фирме «Берджесс» (США), и несколько самолетов этого типа под названием «Берджесс-Данн» было построено в период 1914–1916 гг.

На рис. 3.3 показана модель 1911 г. с закрытой гондолой для размещения экипажа и уникальным шасси – двумя колесными опорами, размещенными за центром тяжести, и амортизирующей лыжей в носовой части, а также стабилизирующими лыжными опорами под законцовками крыла.

Основные данные: силовая установка – роторный двигатель «Гном» мощностью 50 л. с. (36,75 кВт); размах крыла 14 м; площадь крыла 49 м^2; взлетная масса 703,1 кг.

ПЛАНЕР А. ЛИППИША

После окончания первой мировой войны в Германии, как упоминалось выше, началось массовое увлечение планеризмом. В это время создается значительное количество конструкций нетрадиционных схем.

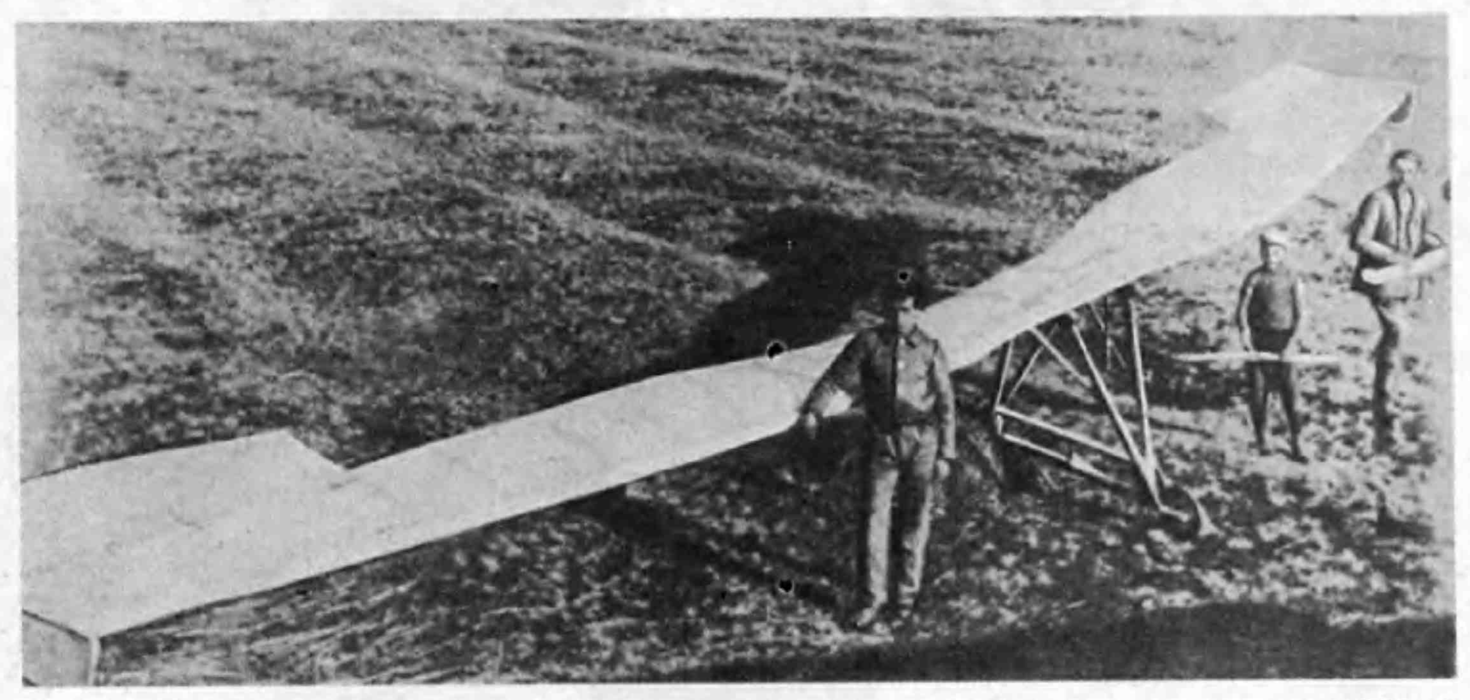


Рис. 3.4. Немецкий авиаконструктор А. Липпиш рядом со своим бесхвостым планером (1921 г.). Отметим отклоненные вверх элевоны.

Среди них была «бесхвостка», построенная в 1921 г. Александром Липпишем, молодым немецким инженером.

Этот планер представлял собой существенный шаг вперед по сравнению с распространенными в то время планерами. Характерными конструктивными особенностями планера являются относительно большой размах крыла с небольшой стреловидностью, значительно приподнятые вверх элевоны, «открытая» конструкция фюзеляжа для размещения летчика, использование велосипедной схемы шасси, а также своеобразной системы приводов для управления механизацией крыла (в виде двух стержней, выходящих вниз из поверхности крыла). Кили и рули направления были расположены под законцовками крыла, причем вертикальное оперение выполняло функции опор, предотвращающих касание земли законцовками на стоянке или при пробеге по земле (рис. 3.4).

Этот планер не стал рекордным, но в процессе его создания Липпиш получил

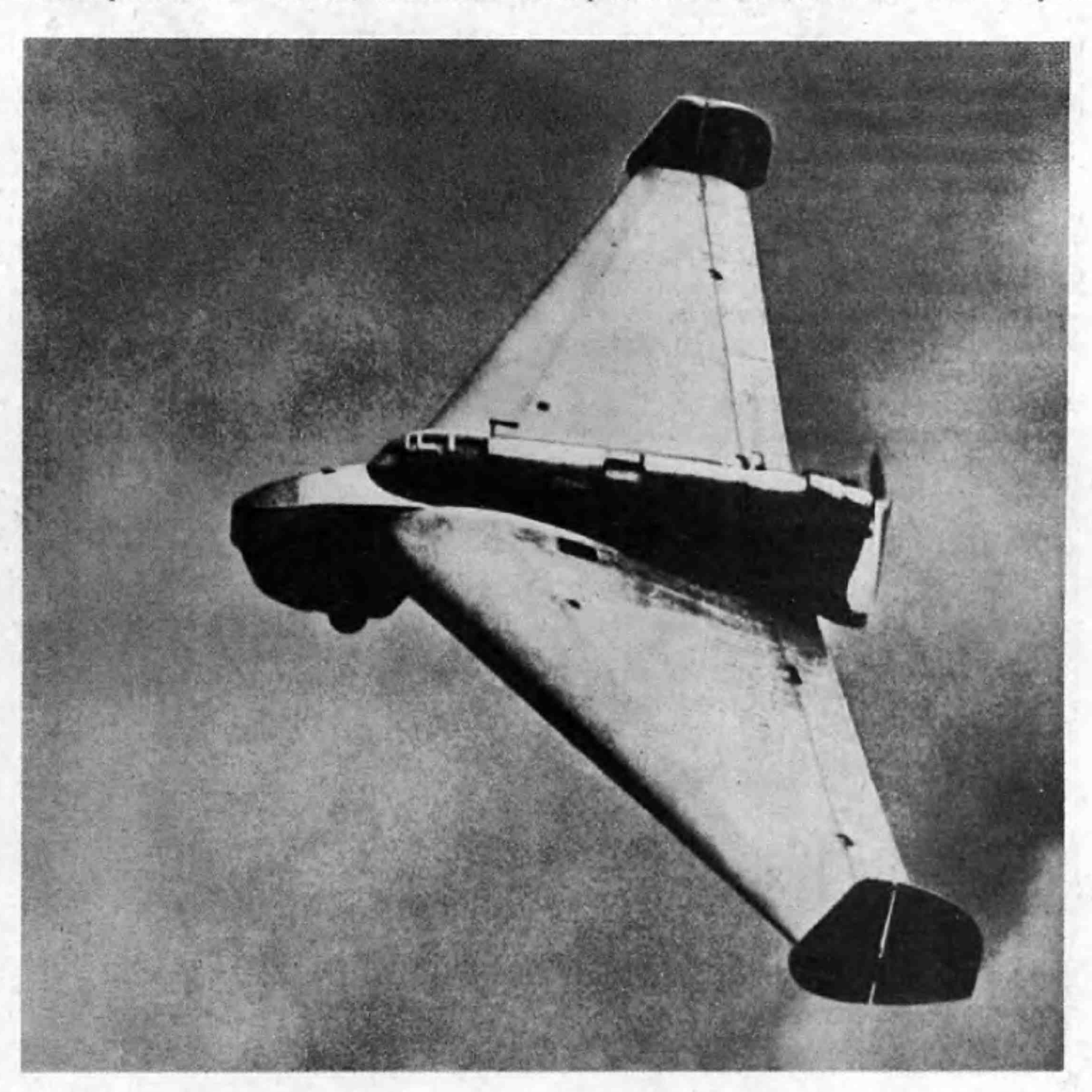


Рис. 3.5. «Дельта-I» (1930 г.) А. Липпиша с крылом, имеющим стреловидную переднюю и прямую заднюю кромки.

необходимый опыт, который впоследствии позволил конструктору стать одним из наиболее авторитетных специалистов в мире по самолетам схемы «бесхвостка».

САМОЛЕТЫ СЕРИИ «ДЕЛЬТА» А. ЛИППИША

Липпиш продолжил свои работы над летательными аппаратами схемы «бесхвостка», создавая как планеры, так и самолеты. В 1930 г. на самолете «Дельта-I» конструктору удалось достичь уровня летно-технических характеристик в отношении устойчивости и управляемости, а также размещения экипажа, сопоставимого с соответствующими данными современных легких гражданских самолетов.

Примечательной конструктивной особенностью самолета «Дельта-I» являлось то, что, хотя передняя кромка его крыла была стреловидной, стреловидность задней кромки крыла практически отсутствовала, причем задняя кромка была прямолинейной по всему размаху крыла (рис. 3.5). Можно считать, что именно с этого момента началось применение треугольных крыльев, которые не получили успешного развития вплоть до окончания второй мировой войны.

Новое крыло напоминало треугольник с широким основанием, так что Липпиш назвал свой самолет «Дельта». «Дельта-I» не выпускалась серийно, но этот самолет стал родоначальником целого семейства других машин (рис. 3.6).

Многочисленные спроектированные Липпишем в 1920–1930-е гг. самолеты очень трудно идентифицировать по архивным документам, так как, являясь конструктором-исследователем и не имея собственного производства, он был вынужден заказывать свои летательные аппараты различным авиастроительным фирмам,

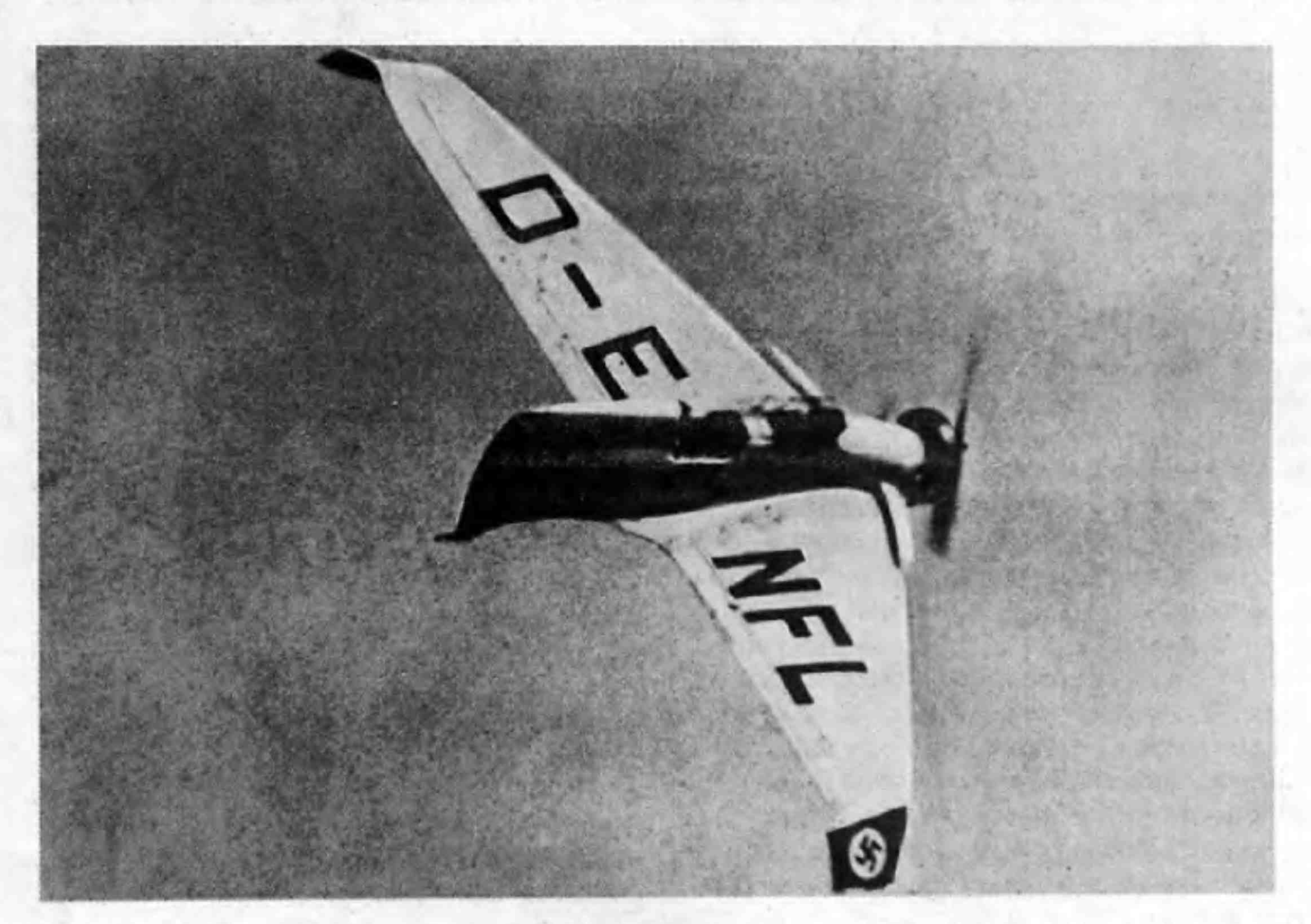


Рис. 3.6. Еще одна бесхвостка Липпиша с эллиптической передней кромкой и тонким ПГО, установленным достаточно близко к крылу для того, чтобы образовывалась профилированная щель.

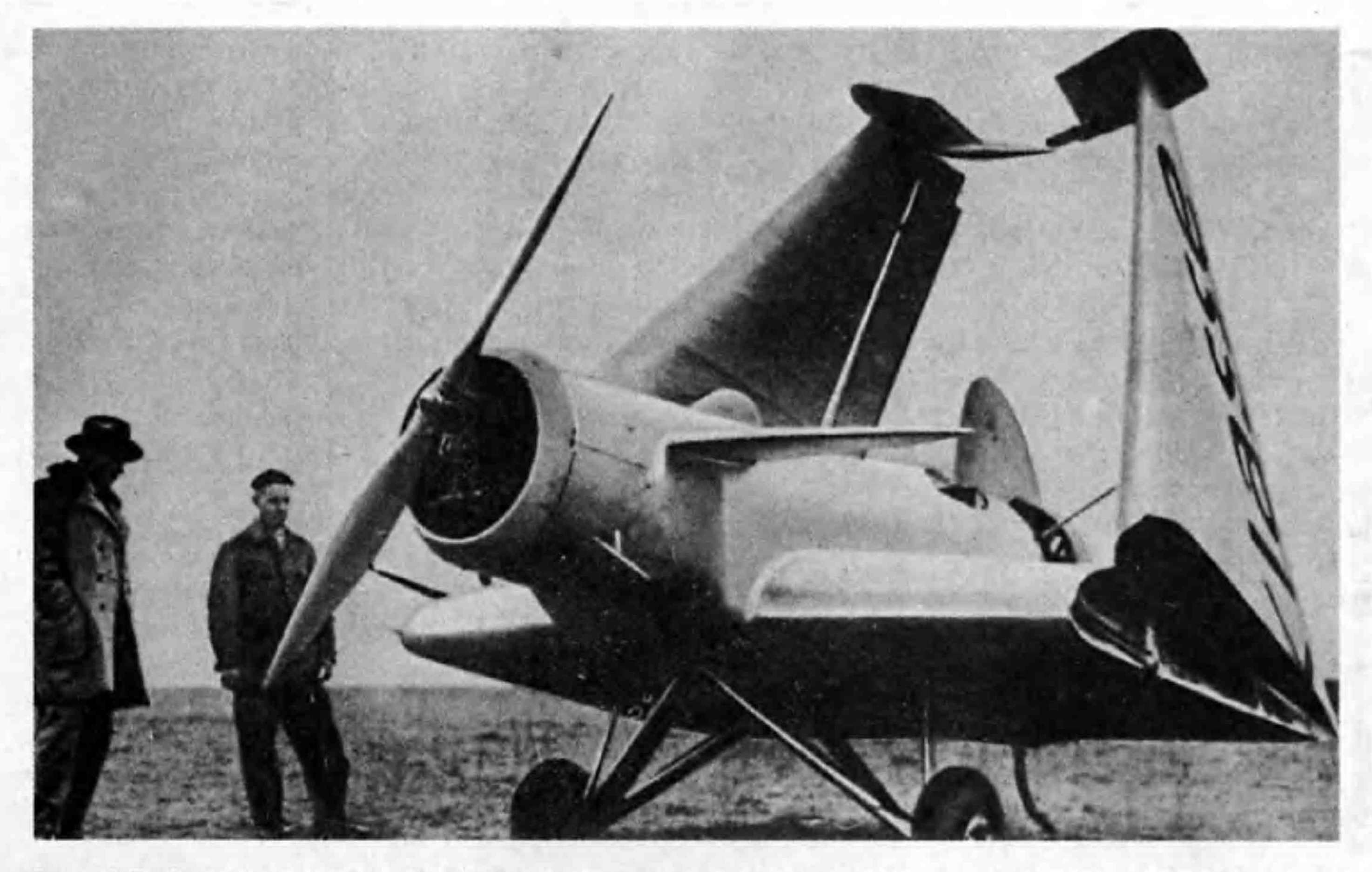


Рис. 3.7. Спроектированный Липпишем двухдвигательный самолет-бесхвостка «Веспе» со складывающимися крыльями. Отметим установку ПГО за передним двигателем для осуществления управления потоком.

вследствие чего многие из них появлялись с обозначениями фирмы-изготовителя. Например, созданный Липпишем самолет «Дельта-IV» (уникальная двухдвигательная «бесхвостка») больше известен под названием «Веспе W-3» («Оса») фирмы «Физелер». Этот самолет в конструктивном отношении представляет значительный интерес. В дополнение к использованию двух двигателей фирмы «Бритиш Побджой» мощностью 75 л. с. (55 кВт) в необычной схеме – один двигатель с толкающим винтом, а другой с тянущим – «Оса» имела складывающиеся крылья (рис. 3.7). Кроме того, «Оса» стала одним из первых самолетов – если не первым – на котором было использовано фиксированное ПГО для изменения направления течения воздушного потока в районе корневой части крыла. Такое техническое решение стало очень популярным на боевых самолетах с треугольным крылом в 1980-е гг.

«ПТЕРОДАКТИЛИ» Д. ХИЛЛА И ФИРМЫ «УЭСТЛЕНД»

Над созданием самолетов схемы «бесхвостка» в различные годы работали многие фирмы, поэтому довольно сложно охватить все самолеты этого типа. Но среди них выделяются конструкции одной из крупнейших английских авиастроительных фирм – «Уэстленд эркрафт компани». Эта фирма была основана во время первой мировой войны. В 1925 г. представители фирмы «Уэстленд» заинтересовались идеями авиационного конструктора Джеффри Хилла и построили несколько различных самолетов схемы «бесхвостка» по его проектам. Первым из них стал легкий одноместный самолет, оснащенный двигателем «Чераб» мощностью 32 л. с. (23,5 кВт) фирмы «Бристоль». Этот самолет получил название «Птеродактиль-I», так как угловатость формы его крыла и фюзеляжа несколько напоминала очертания доисторической летающей рептилии (рис. 3.8).

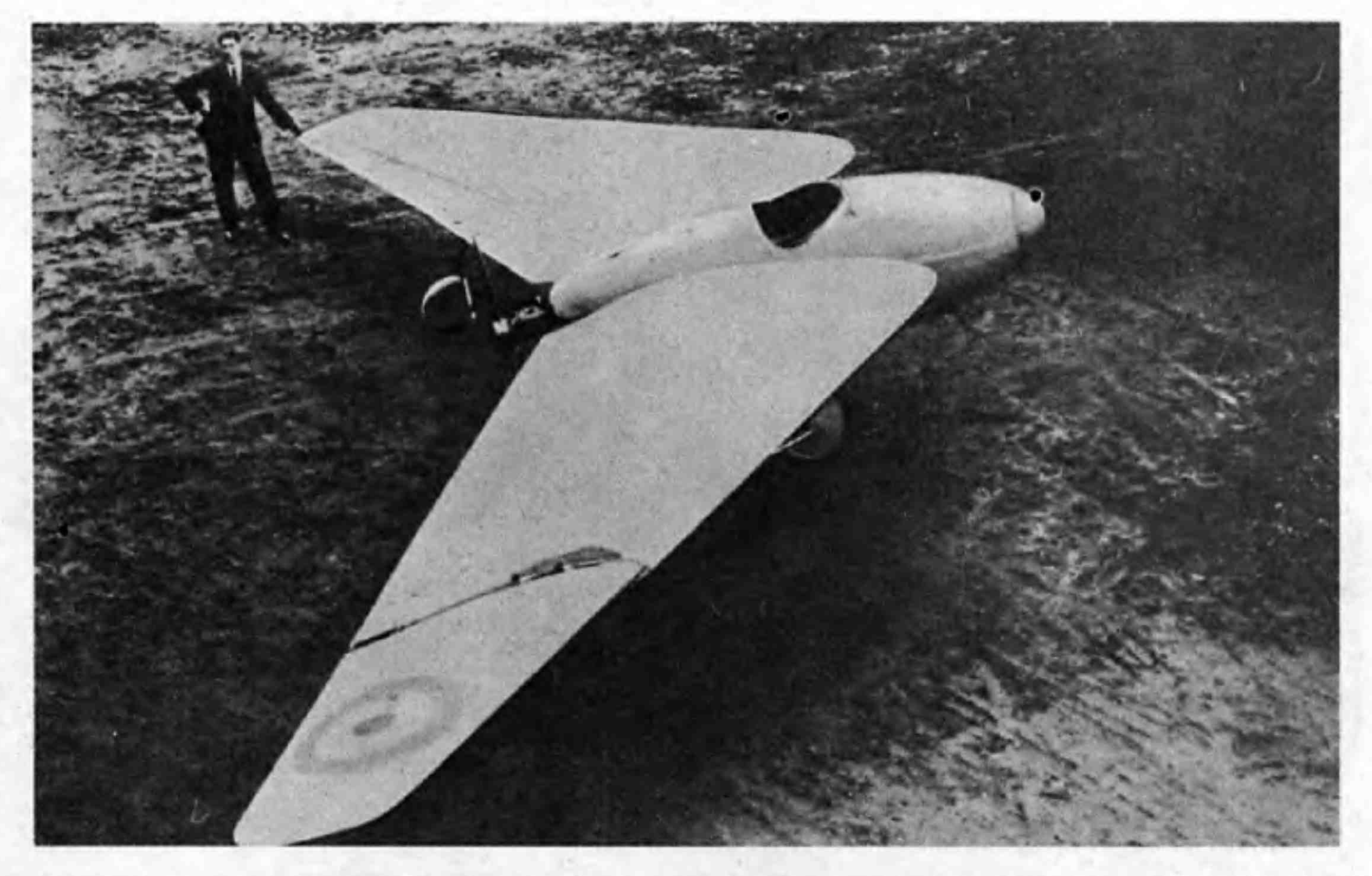


Рис. 3.8. Английский одноместный однодвигательный самолет-бесхвостка «Птеродактиль-I» фирмы «Уэстленд-Хилл».

Крыло этого самолета по современным понятиям имеет обычную стреловидную форму, но вместо элевонов на задней кромке крыла были установлены рули высоты, а функцию элеронов выполняли подвешенные на шарнирах законцовки крыла (концевые элероны). Элероны такого типа использовались на различных экспериментальных моделях самолетов после окончания первой мировой войны. Эта конструкция имеет ряд недостатков, в частности, большое аэродинамическое сопротивление и недостаточно полное ощущение летчиком естественного пилотирования. Указанные недостатки, по мнению большинства специалистов, перевешивают преимущества, обеспечиваемые большей эффективностью таких поверхностей управления.

Шасси самолета выполнено по велосипедной схеме (два колеса, расположенные тандемом под фюзеляжем, и стабилизирующие подкосы под крыльями в зоне корневых частей рулей высоты).

Проведенные Хиллом разработки нашли свое наиболее полное воплощение в мощном двухместном истребителе «Птеродактиль-V». Этот самолет стал уникальным среди самолетов схемы «бесхвостка» – он оснащен двигателем «Госхок» мощностью 660 л. с. (441 кВт) фирмы «Роллс-Ройс» с тянущим винтом, а по аэродинамической схеме представляет собой полутораплан (биплан, у которого площадь нижнего крыла вдвое меньше площади верхнего). Верхнее крыло имеет такую же форму в плане, как и крыло самолета «Птеродактиль-II». Более узкое нижнее крыло, на котором устанавливались небольшие стабилизирующие колесные опоры, было прямым (рис. 3.9).

Так как использование двигателя с тянущим винтом позволяло стрелку, находящемуся в задней кабине, обстреливать значительную часть воздушного пространства, эта кабина с 1916 г. оснащалась стандартной пушечной турельной установкой. Все же этот двухместный истребитель не получил значительной поддержки и был построен только один такой самолет. В ВВС Великобритании основной функцией этого



Рис. 3.9. Английский двухместный истребитель «Птеродактиль-V» фирмы «Уэстленд-Хилл».

самолета стало участие в воздушных парадах.

Основные данные: силовая установка – двигатель «Госхок» мощностью 600 л. с. (441 кВт) фирмы «Роллс-Ройс»; размах крыла 14,23 м; взлетная масса 2313 кг; максимальная скорость 305,9 км/ч.

ЛЕТАЮЩИЕ КРЫЛЬЯ «ХОРТЕН»

Вдохновленные работами Липпиша немецкие авиационные конструкторы братья Хортен – Реймар и Вальтер – построили несколько оригинальных планеров, которые заслуживают определения «летающее крыло». Стремление улучшить летно-технические характеристики путем аэродинамического совершенствования конструкции привело к тому, что братья Хортен решили отказаться от использования традиционного короткого фюзеляжа или гондолы. Они сделали кабину, в которой летчик располагался лежа, и разместили эту кабину в монопланном крыле большого сужения. Для обеспечения обзора вперед из пилотской кабины передняя кромка крыла была сделана из прозрачного материала (рис. 3.10).

У планера нет сопротивления трения и интерференции вертикального оперения и рулей направления. Для того чтобы выполнить разворот, необходимо значительное по величине дифференциальное отклонение элеронов, причем поднимающийся вверх элерон должен перемещаться значительно быстрее, чем противоположный элерон – вниз. Такое техническое решение в сочетании с использованием интерцепторов на верхней поверхности крыла создавало большее аэродинамическое сопротивление на поверхностях, расположенных «внутри» предполагаемого разворота, как бы оттягивая эту часть крыла назад. Аэродинамическое сопротивление было дополнительно снижено на планере «Хортен-VI», построенном в 1944 г. На этом планере было использовано крыло повышенного удлинения (32,4), что крайне важно для планеров с высокими характеристиками.

Всего за период с 1934 по 1944 гг. было построено 5 различных планеров «Хортен» («Хортен-V», созданный в 1941 г., являлся модификацией планера «Хортен-III» с двумя двигателями). Эти планеры и мотопланеры продемонстрировали высокое аэродинамическое качество, которое для планеров может быть выражено в виде отношения пройденной дистанции к потере высоты

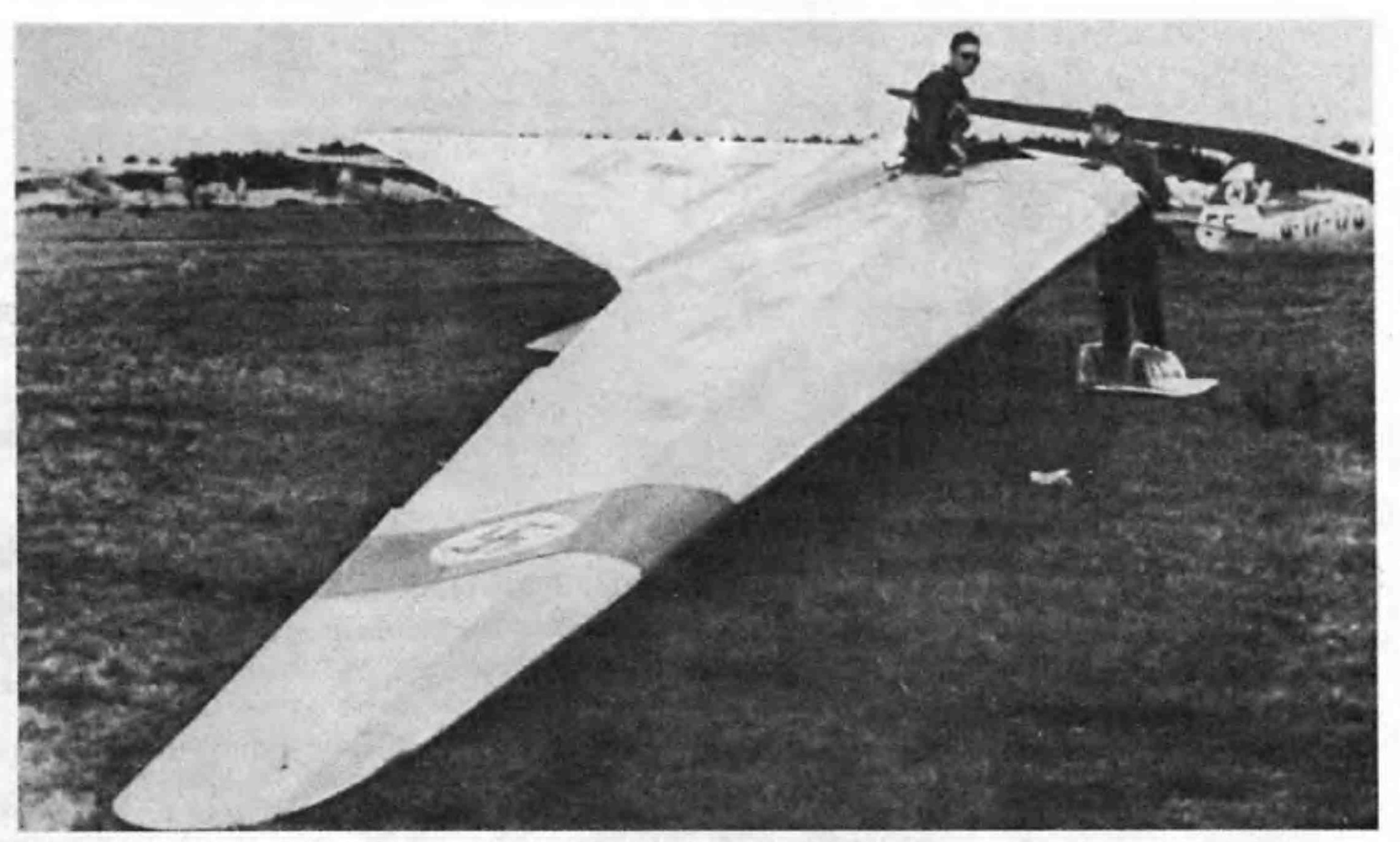


Рис. 3.10. Немецкий бесхвостый планер «Хортен III» (1938 г.).

при планировании. В частности, на планере «Хортен-III» этот параметр составлял 28, что вполне сопоставимо с уровнем, соответствующим современным планерам. «Хортен-III» 1908 г. показан на рис. 3.10. Оба построенных планера «Хортен-III» разбились примерно в одно и то же время, попав в грозу на проводившемся в Германии чемпионате по планерному спорту и не выдержав чрезвычайно сильной турбулентности атмосферы. Оба летчика выбросились с парашютом; один из них был найден мертвым, а второй, попав в восходящие воздушные потоки грозового фронта, спускался почти два часа (это, кстати, не первый случай, когда парашютисты попадали в мощные восходящие потоки и находились в воздухе столь продолжительное время).

Ограниченность возможных движений летчика, низкий уровень комфорта, малая маневренность и проблема аэроупругости планера «Хортен-VI» были связаны с использованием чрезвычайно длинных (24 м) тонких крыльев. Эти проблемы не позволили по-настоящему новаторским конструкциям братьев Хортен выйти из разряда чисто экспериментальных летательных аппаратов. После второй мировой войны, когда Германии было запрещено иметь свою собственную авиационную промышленность, братья Хортен переехали в Аргентину и продолжили свою работу по созданию планеров и самолетов.

Основные данные планера «Хортен-III»: размах крыла 19,98 м; площадь крыла 37,48 м^2; удлинение крыла 10,65; взлетная масса 349,3 кг; скороподъемность 0,65 м/с.

САМОЛЕТЫ ДЖ. НОРТРОПА СЕРИИ N

Американский авиационный конструктор Джон К. Нортроп всегда был сторонником аэродинамически «чистых» конструкций самолетов (даже до того, как он разработал на фирме «Локхид» знаменитый самолет «Вега» в 1927 г.). Нортроп создал последовательно три авиастроительные фирмы. В 1940 г. он завершил аэродинамическую чистку, исключив в своих конструкциях фюзеляж, хвостовое оперение и оставив лишь крыло. Как и Хортены, опередившие его на несколько лет, Нортроп отказался от традиционных килей вертикального оперения, установленных на законцовках крыла, создав таким образом

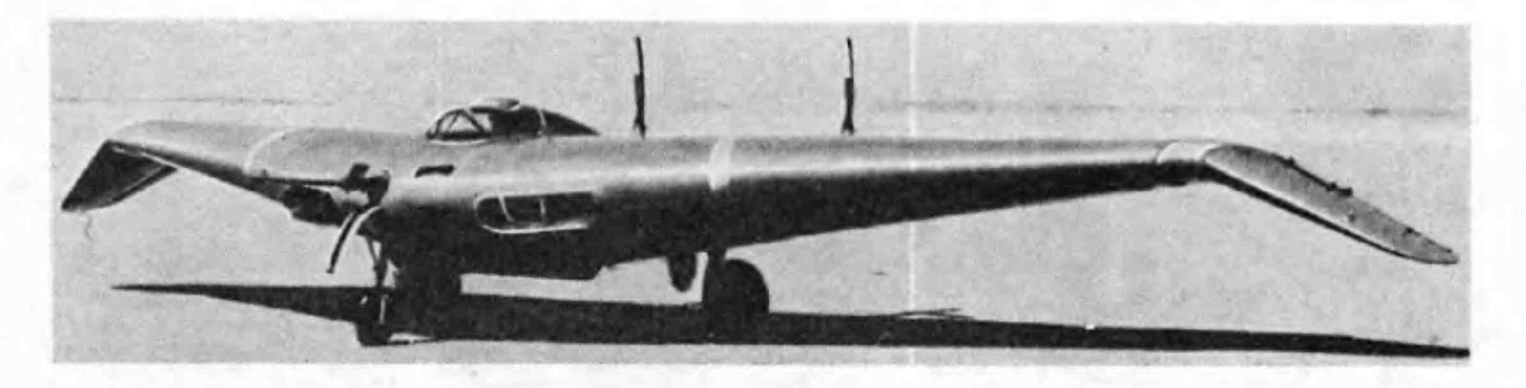


Рис. 3.11. Американская летающая модель N1M фирмы «Нортроп» (1940 г.) с отогнутыми вниз законцовками крыла.

серию «летающих крыльев» (рис. 3.11).

После демонстрации созданного им на собственные средства небольшого самолета – летающей модели N1M – руководство Вооруженных Сил США выдало заказ на разработку серийного бесхвостого самолета.

Самолет Нортропа N1M был оснащен двумя двигателями «Франклин» мощностью 65 л. с. (47,77 кВт) и представлял собой самолет, а не планер, как летательные аппараты братьев Хортен. Поэтому сопротивление каплевидного фонаря, закрывающего кабину летчика, считалось вполне приемлемым. Обзор из кабины летчика был существенно затруднен общей компоновкой носовой части – летчик располагался довольно далеко от передней кромки, но такой недостаток экспериментальной летающей модели, предназначенной для исследования аэродинамики, считался несущественным. В качестве конструкционных материалов самолета использовались древесина и металлические детали; в процессе испытаний самолета они неоднократно подвергались изменениям.

Важной конструктивной особенностью самолета N1M было использование отогнутых вниз законцовок крыла. Органами управления по тангажу и крену служили элевоны, но вместо рулей направления на N1M применялись расщепляющиеся тормозные щитки на задней кромке крыла. Эти органы управления рамещались на внешних частях крыла и открывались вверх и вниз на той или другой консолях для увеличения аэродинамического сопротивления и затягивания самолета в разворот. По результатам летных испытаний конструктор отказался от использования отогнутых вниз законцовок, возвратившись к крылу с плоской срединной поверхностью.

Первый полет самолета N1M был выполнен 3 июня 1940 г.; впоследствии было проведено еще более 200 полетов. Установка двигателей «Франклин» мощностью 120 л. с. (88,2 кВт) позволила увеличить максимальную скорость до 322 км/ч. Размах крыла самолета 11,6 м; площадь крыла 27,9 м^2 (при удлинении 4,81); взлетная масса 1769 кг.

После того, как Нортроп получил от Вооруженных Сил США контракт на разработку четырехдвигательного бесхвостого бомбардировщика, были построены 4 пилотируемые летающие модели N9M (рис. 3.12), близкие по схеме к N1M. Размах крыла был увеличен до 18,3 м. Эти аппараты использовались в качестве масштабных моделей разрабатываемого бомбардировщика ХВ-35. Первые три из этих образцов оснащались двигателями «Менаско» мощностью 275 л. с. (202 кВт), а четвертый – двигателем «Франклин» мощностью 300 л. с. (220 кВт). Все самолеты с самого начала имели крылья с плоской срединной поверхностью. Один из них совершил первый полет 27 декабря 1942 г., но разбился после 50 полетов. Оставшиеся три машины использовались в интенсивной программе летных испытаний, продолжавшейся три года. Один из этих самолетов в настоящее время находится в Национальном музее авиации и космонавтики США, а еще один восстановлен. Взлетная масса самолета N9M 3220 кг; площадь крыла 45,57 м^2 (при удлинении 7,34); максимальная скорость (экземпляр № 4) 413,8 км/ч.

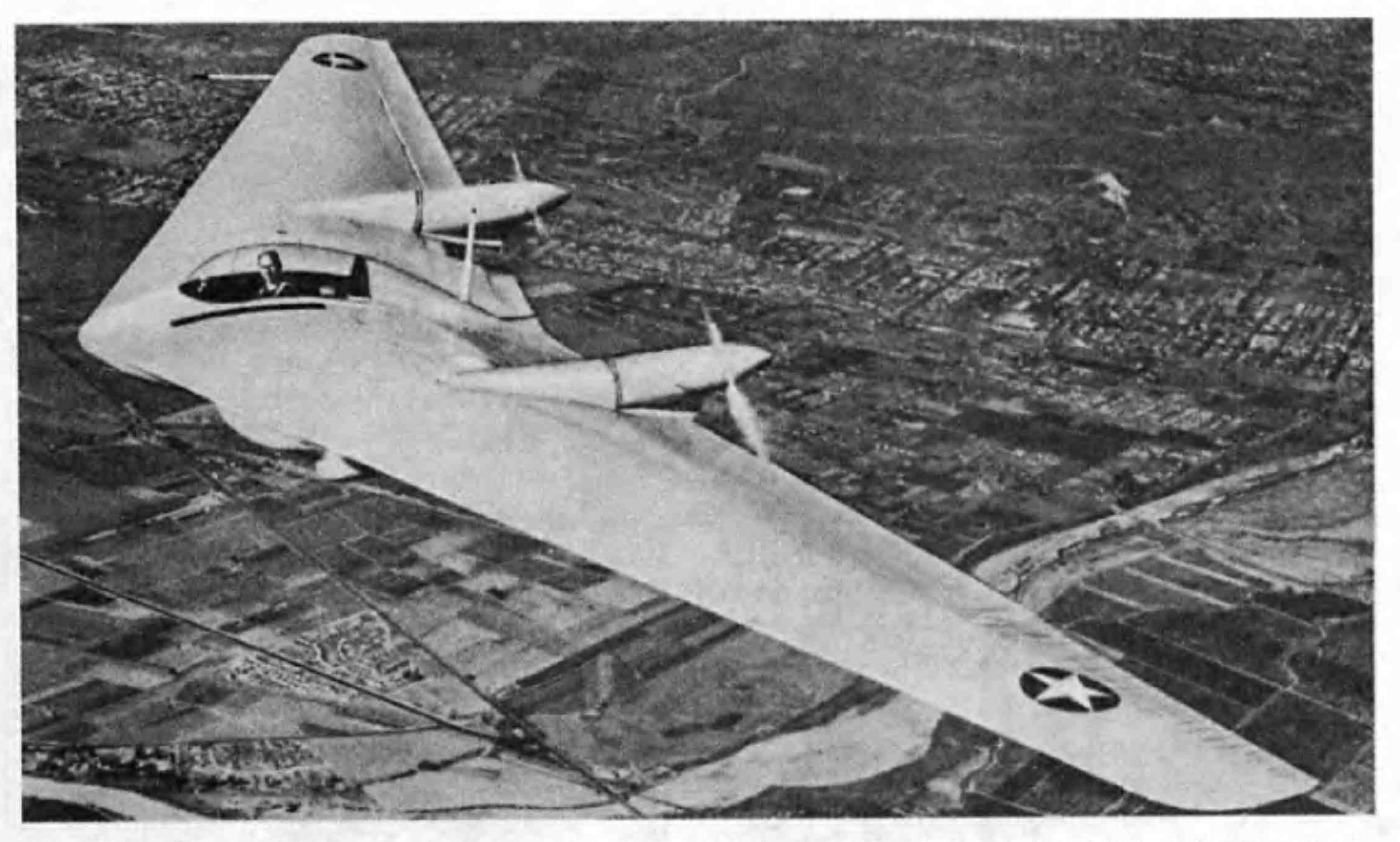


Рис. 3.12. Самолет N9M фирмы «Нортроп», использовавшийся как масштабная летающая модель при разработке бомбардировщика XB-35.

XP-56 ФИРМЫ «НОРТРОП»

Уникальным своего рода побочным продуктом серии N1–N9 стал разработанный для ВВС США истребитель схемы «бесхвостка» XP-56. Как и XP-55 фирмы «Кертисс», этот самолет проектировался в качестве одного из нескольких новых экспериментальных истребителей, на котором предполагалось использовать двигатели X-1800 фирмы «Пратт-Уитни». Как XP-55 и ряд других самолетов, XP-56 пришлось перепроектировать под радиальный двигатель R-2800-29 мощностью 2000 л. с. (1470 кВт) фирмы «Пратт-Уитни». Этот двигатель обладал худшими характеристиками, чем X-1800, поэтому все оснащенные им самолеты проигрывали в характеристиках по сравнению с расчетными значениями.

Было построено два истребителя XP-56. В аэродинамическом отношении они были подобны исходному варианту N1M, имели отклоненные вниз законцовки крыла и относительно толстый, напоминающий гондолу фюзеляж. Двухкилевое вертикальное оперение самолета расположено перед соосными толкающими винтами (один из килей вертикального оперения располагался на верхней поверхности фюзеляжа, а другой – на нижней). Соосная схема установки винтов была выбрана для уменьшения диаметра винта и минимизации высоты шасси (рис. 3.13).

Самолет был оснащен уникальной системой обеспечения путевой управляемости. В систему входили расщепляющиеся элевоны и механизация на задней кромке (такие же, как на самолетах N1–N9), но этими органами летчик не управлял непосредственно. Воздух, обтекающий самолет, непрерывно проходил через канал в каждой из законцовок крыла. Когда летчик хотел выполнить разворот, он приводил в действие отсечной клапан на той стороне, в которую он хотел развернуться, канал перекрывался, и воздух накачивался в сильфоны, обеспечивающие раскрытие расщепляющихся щитков.

Кроме своей оригинальной аэродинамики XP-56 явился новаторским самолетом и в других отношениях. Это был первый



Рис. 3.13. Истребитель XP-56 фирмы «Нортроп» с соосными толкающими винтами и отогнутыми вниз законцовками крыла.

цельносварной истребитель, изготовленный преимущественно из магниевых сплавов. Вооружение самолета было весьма внушительно: 4 пулемета калибра 12,7 мм и 2 пушки калибра 20 мм.

Второй экземпляр XP-56 хранится в Национальном музее авиации и космонавтики США.

Основные данные: размах крыла 12,96 м; площадь крыла 25,55 м^2; взлетная масса 5148 кг; максимальная скорость 751,9 км/ч.

БОМБАРДИРОВЩИКИ КОНСТРУКЦИИ Д. НОРТРОПА

В сентябре 1914 г. Д. Нортроп предложил ВВС США проект тяжелого бомбардировщика схемы «бесхвостка» и через некоторое время подписал контракт на постройку десяти таких самолетов – двух опытных XB-35 и восьми YB-35, предназначенных для проведения войсковых испытаний. В июле 1942 г. было принято решение о постройке четырех летающих моделей N9M, на которых предполагалось отработать законы управления. Вскоре выяснилось, что разработка бомбардировщика XB-35 потребует значительного времени, и вряд ли он сможет принять участие в войне. Так и произошло – первый полет XB-35 был осуществлен 25 июня 1946 г.

Этот самолет являлся (а возможно, и является) самым большим из построенных самолетов схемы «бесхвостка». Размах крыла XB-35 52,46 м, площадь крыла 372 м^2, взлетная масса 94 800 кг. Четыре мощных радиальных двигателя воздушного охлаждения R-4360-17 мощностью 3000 л. с. (2205 кВт) каждый (фирма «Пратт-Уитни») утоплены в крыле и посредством приводных валов соединены с расположенными за задней кромкой крыла соосными винтами (рис. 3.14, 3.15). Экипаж самолета состоял из 15 человек. Оборонительное вооружение бомбардировщика включало 20 пулеметов калибра 12,7 мм, установленных в семи дистанционно управляемых турелях на верхней и нижней поверхностях крыла. Масса бомбовой нагрузки при выполнении задания на дальности 12 100 км достигала 4500 кг, а максимальная скорость составляла 630 км/ч.

Лишь три из 15 заложенных бомбардировщиков были переданы ВВС США в варианте B-35 с поршневыми двигателями. В мае 1946 г. выданный ВВС заказ предусматривал поставку двух XB-35, восьми YB-35 и двух YB-49 с реактивными двигателями. После появления в конце войны реактивных двигателей Военно-воздушные Силы США предложили Д. Нортропу доработать два YB-35 под установку восьми двигателей J35A-15 тягой 1800 кг (фирма «Эллисон»). Этому бомбардировщику было присвоено обозначение YB-49 (рис. 3.16). Первый вылет YB-49 состоялся 21 октября 1947 г. Установка реактивных двигателей существенно улучшила летно-

Рис. 3.14. Вид снизу бомбардировщика ХВ-35. Хорошо видны воздухозаборники в передней кромке крыла, форма крыла в плане и щели на законцовках крыла.

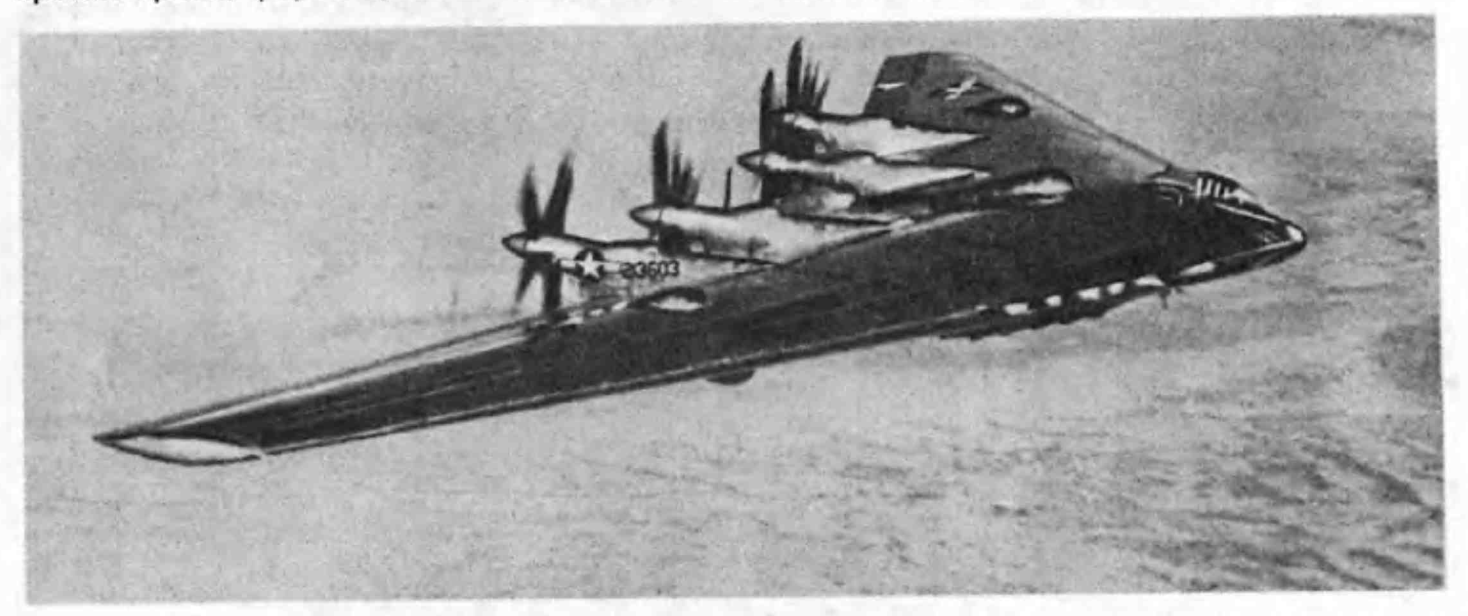


Рис. 3.15. Бомбардировщик ХВ-35, обтекатели удлинительных валов воздушных винтов, которого обладают достаточной для обеспечения путевой устойчивости самолета боковой площадью. Впоследствии на ХВ-35 были установлены одиночные винты.



Рис. 3.16. Бомбардировщик YB-49 фирмы «Нортроп» с реактивными двигателями.

технические и эксплуатационные характеристики самолета. Кроме того, удалось на 5400 кг снизить взлетную массу бомбардировщика. Максимальная скорость увеличилась на 165 км/ч и достигла 698 км/ч. Для повышения путевой устойчивости были установлены четыре маленьких киля (на XB-35 и N9M путевая устойчивость была достаточной вследствие аэродинамического сопротивления воздушных винтов и коков-обтекателей приводных валов).

История создания Д. Нортропом бесхвостых бомбардировщиков носила весьма драматический характер как с технической, так и с политической точек зрения. Ряд трудностей возник при разработке соосных винтов для XB-35, а задержка в поставках этих винтов привела к задержке первых полетов. В течение некоторого времени пришлось летать с неподходящими для этого самолета одиночными винтами. Еще до окончания войны ВВС США приняли решение заказать фирме «Мартин» партию из 200 бомбардировщиков B-35, но вскоре программа была полностью закрыта.

Даже еще до того, как два из трех летавших YB-49 потерпели катастрофу, ВВС решили модифицировать девять недостроенных B-35 и B-49. Но эта работа еще не была завершена, а ВВС уже приняли новое решение – полностью закрыть программу и пустить на слом незавершенные B-35 и B-49.

Однако на этом история бомбардировщиков типа «летающее крыло» не закончилась. Через 41 год после полета B-49, 22 ноября 1988 г., на аэродроме г. Палмдейла был официально продемонстрирован новейший стратегический бомбардировщик США – B-2 (рис. 3.17).

Создание самолета велось в строжайшем секрете и о ходе разработки, внешнем виде и летно-технических характеристиках ничего не сообщалось. Даже при демонстрации машины на заводском аэродроме корреспондентам и специалистам не разрешалось подходить к бомбардировщику ближе чем на 60 м, да и то лишь со стороны носовой части.

Как B-35 и B-49, этот самолет выполнен по схеме «летающее крыло» без горизонтального и вертикального оперения. Кабина экипажа размещена в обтекаемой формы надстройке, не выходящей за переднюю кромку крыла, что позволяет говорить о полном отсутствии фюзеляжа, в строгом смысле этого слова. Четыре двухконтурных турбореактивных двигателя размещены



Рис. 3.17. Новый американский стратегический бомбардировщик B-2 фирмы «Нортроп».

в задней части крыла по бокам от кабины экипажа, а два воздухозаборника (один воздухозаборник на два двигателя) расположены по бокам кабины на верхней поверхности крыла. Конструкция имеет плавные обводы и линии сопряжения отдельных элементов конструкции.

Однако не эта странная форма, в целом аналогичная YB-49, является отличительной особенностью самолета. «Изюминкой», которую заложили специалисты фирмы «Нортроп» в свое детище, явилась технология «Стелс», делающая самолет, по мнению специалистов, практически невидимым для радиолокационных, инфракрасных и оптических средств обнаружения. Эта технология включает следующие мероприятия:

– изготовление планера с плавными обводами без резких изломов и линий сопряжения для исключения появления эффекта уголкового отражателя;

– применение радиопоглощающих материалов и экранов, обеспечивающих изменение направления отраженной электромагнитной волны;

– изготовление конструкций с максимальным использованием композиционных материалов;

– снижение излучающей способности двигателей и использование специальных лакокрасочных покрытий.

В интервью, данном корреспондентам представителем Пентагона генералом Уэлчем, отмечалось, что бомбардировщик способен выполнять боевую задачу при полетах как на большой, так и малой высоте, причем в последнем случае – в режиме следования рельефу местности. Связь самолета и определение его точных координат должны осуществляться через ИСЗ с применением узконаправленных антенн.

По оценкам Конгресса США, реализация программы бомбардировщика B-2 может составить 70 млрд. долл., а стоимость одного самолета – 530 млн. долл. Первый вылет самолета совершен в 1989 г.

Основные данные: длина самолета 21 м; размах крыла 52,5 м; высота 5,2 м; дальность полета 13 900 км; двигатели – 4 ТРДД F 118-GE-100 фирмы «Дженерал электрик»; максимальная масса боевой нагрузки 18144 кг; взлетная масса 136 000 кг (проектные данные).

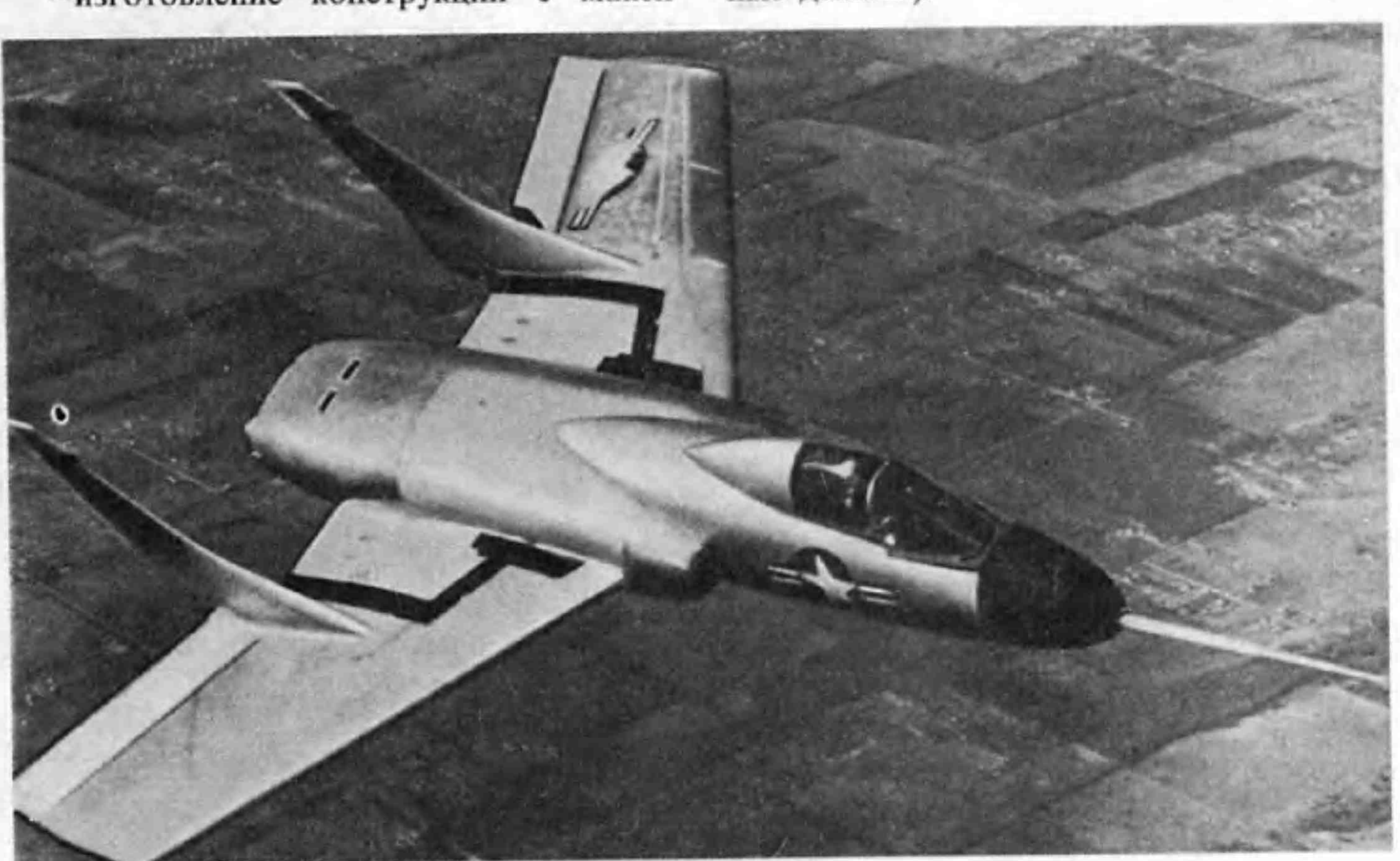


Рис. 3.18. Американский F7U «Катлес» фирмы «Воут» – единственный, кроме Ме.163, бесхвостый истребитель, состоявший на вооружении ВВС.

ИСТРЕБИТЕЛЬ F7U «КАТЛЕС» ФИРМЫ «ВОУТ»

Единственным по настоящему «бесхвостым» самолетом, кроме Ме-163, достигшим стадий серийного производства и принятия на вооружение, стал американский истребитель F7U фирмы «Воут»[1]. Заказ на постройку этих самолетов был выдан в 1946 г. Авиация ВМС США закупила 197 самолетов этого типа и, начиная с 1950 г., эксплуатировала их на авианесущих кораблях флота (см. гл. 13). Самолет оснащался трехопорным шасси, обеспечивающим очень большой стояночный угол, что позволяло выполнять взлет и посадку при больших углах атаки для получения максимальных значений подъемной силы (рис. 3.18).

F7U находился на вооружении недолго; это был первый истребитель, реактивные двигатели которого с самых ранних этапов проектирования предполагалось оснастить форсажными камерами.

Основные данные: силовая установка – два ТРД J46WE-8A фирмы «Вестингауз»; размах крыла 11,8 м; площадь крыла 46,14 м^2; взлетная масса 14 350 кг; максимальная скорость 1 100 км/ч.

МЕ-163 «КОМЕТА» ФИРМЫ «МЕССЕРШМИТТ»

Немецкий истребитель-перехватчик Ме-163, поступивший на вооружение ВВС Германии в мае 1944 года, был одним из самых необычных, но в то же время наиболее перспективных истребителей мира. В последующие четыре десятилетия развития авиации не было создано ни одного серийного самолета, который можно было бы непосредственно сопоставить с этим истребителем.

Опытный самолет имел обозначение DFS-194. Этот самолет, разработанный германским научно-исследовательским институтом планерной техники DFS, первый свой полет совершил в августе 1940 г. Так как институт являлся, главным образом, исследовательским учреждением, серийное производство самолета было развернуто фирмой «Мессершмитт» – ведущим разработчиком и производителем германских истребителей. Самолету было присвоено фирменное обозначение Ме-163. Можно сказать, что участникам антигитлеровской коалиции повезло в том, что технические сложности, возникшие в процессе разработки самолета (связанные, главным образом, с созданием ракетного двигателя на жидком топливе), а также политические сложности того времени затруднили поступление «Кометы» на вооружение фашистских ВВС.

По своей схеме Ме-163 являлся довольно консервативной «бесхвосткой» со стреловидным крылом, которая была спроектирована набравшим к этому времени значительный опыт Александром Липпишем. На крыле (деревянной конструкции) устанавливались односекционные элевоны, а на хвостовой части короткого цельнометаллического (из алюминиевых сплавов) фюзеляжа – вертикальное оперение с рулем направления (рис. 3.19). Проблему убирающегося шасси проектировщики решили, вообще отказавшись от него. Самолет взлетал с отделяемой двухколесной тележки, а посадка осуществлялась на одиночную лыжу, аналогичную посадочным устройствам планеров. На самолете отсутствовали поддерживающие крыльевые опоры лыжного или колесного типа, поэтому практически каждая посадка завершалась разворотом самолета, а зачастую, и переворотом.

Все располагаемые объемы фюзеляжа были отданы под баки, в которых размещалось топливо ЖРД. Компонентами топлива истребителя Ме-163 служили смесь метилового спирта, гидразина и воды (горючее) и перекись водорода (окислитель). Произошло несколько аварий Ме-163 по причине вступления в контакт компонентов ракетного топлива вне камеры сгорания двигателя («Вальтер» HW 509 С-1, тяга 20 кН). Иногда двигатель взрывался даже просто от грубой посадки.

Несмотря на значительный запас топлива (2000 кг), экономичность двигателя была очень низкой, так что он мог работать лишь 12 мин; это означает, что перехватчик

[1] За исключением самолетов схемы «бесхвостка», описанных в гл. 4 «Самолеты с треугольным крылом». – *Прим. ред.*

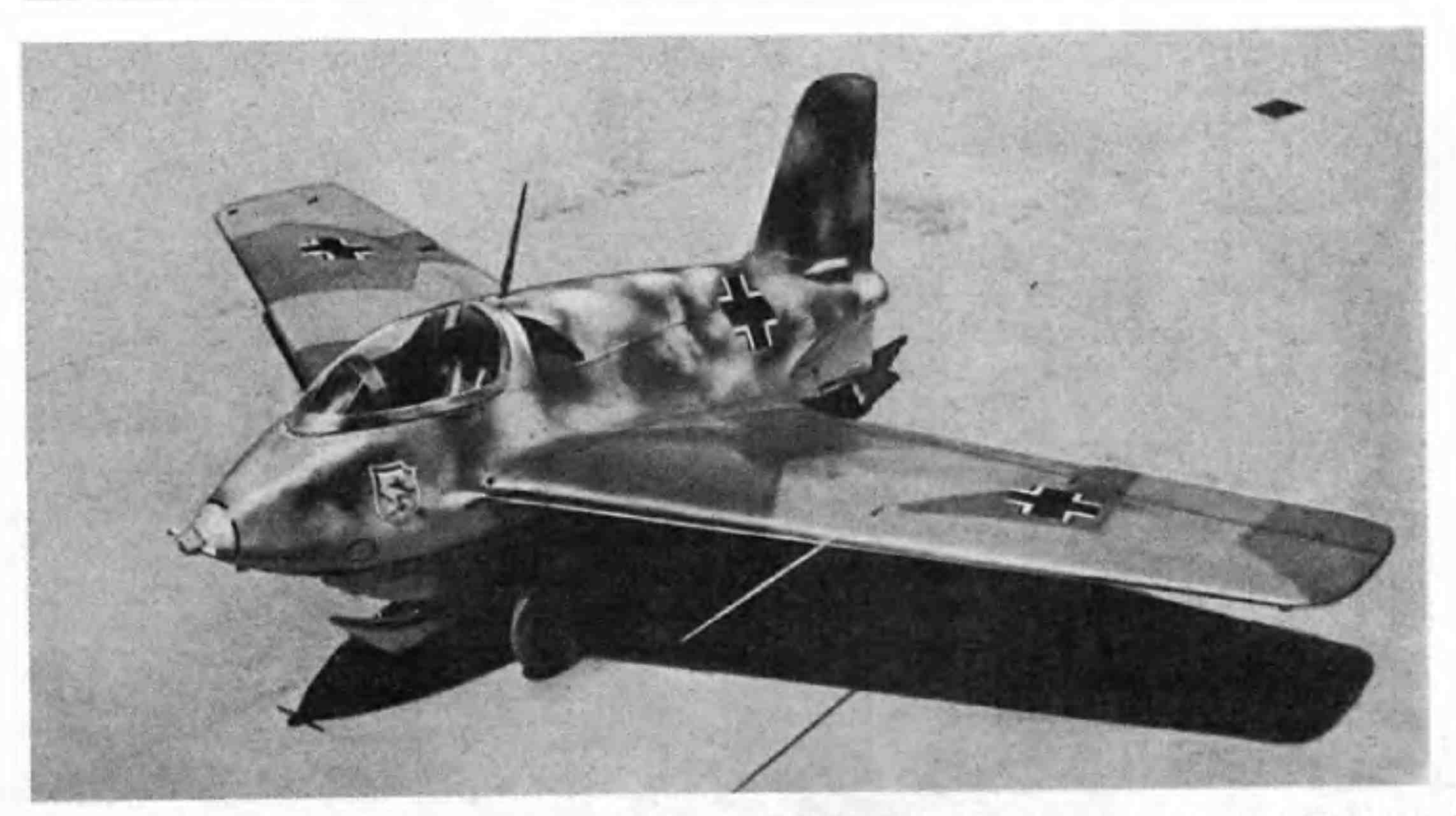


Рис. 3.19. Уникальный немецкий истребитель с ЖРД Ме.163 «Комета» периода второй мировой войны, установленный на взлетной платформе. Для выполнения посадки использовалась лыжа.

должен был базироваться непосредственно под воздушными коридорами, по которым следовали бомбардировщики неприятеля. К тому времени, когда Ме-163 достигал высоты 9760 м, у него оставалось топлива всего лишь на 6,5 мин полета. В некоторых случаях полностью заправленные топливом «Кометы» буксировались на высоту позади тяжелых немецких самолетов, после чего в воздухе запускался двигатель, и истребитель-перехватчик начинал атаку бомбардировщика.

Испытания первого опытного самолета Ме-163-1 в планирующем полете начались весной 1941 г. Первый полет с работающей силовой установкой был выполнен в июле 1941 г. В первом же полете 2 октября 1941 г. на самолете модификации Ме-163-4 была получена долгожданная скорость 1000 км/ч. Этот самолет стал также первым в истории авиации аппаратом, встретившимся с проблемами сжимаемости воздушного потока на больших скоростях в горизонтальном полете. Поэтому при разработке машины пришлось решать ряд новых аэродинамических проблем. Выбранная для «Кометы» схема – «бесхвостка» со стреловидным крылом – облегчила их решение. С этого времени использование стреловидных крыльев стало одним из традиционных решений проблем скоростного полета.

Вооружение самолета состояло из двух пушек калибра 20 мм, установленных в крыле. Ме-163 был одним из самых маленьких истребителей второй мировой войны. Размах крыла самолета составлял 9,81 м, площадь крыла самолета 20,37 м^2, взлетная масса 5299,8 кг, нагрузка на единицу площади крыла 260,9 кг/м^2. Максимальная скорость серийного Ме-163С составляла 858 км/ч, самолет был способен набрать высоту 12100 м за 3 мин 20 с; скороподъемность у земли составляла 60 м/с.

В серийном производстве было выпущено 364 самолета. Впоследствии был создан целый ряд самолетов с ЖРД, однако ни один из них так никогда и не стал серийным боевым самолетом ВВС.

ЛЕГКОМОТОРНЫЕ САМОЛЕТЫ СХЕМЫ «БЕСХВОСТКА»

Как отмечалось ранее, создатели планерной техники экспериментировали с конструкциями схемы «бесхвостка» с начала 1920-х гг., стремясь повысить летно-техни-

ческие характеристики путем снижения массы конструкции и аэродинамического сопротивления. И хотя многие разработки были в той или иной степени успешными, ни один из разработанных самолетов не достиг стадии серийного производства. Успехи братьев Хортен в создании бесхвостых планеров вдохновили авиационных конструкторов провести в начале 1950-х гг. детальные исследования этой схемы, после чего появилось несколько новых интересных летательных аппаратов.

AV-36 «Фовель»

Этот французский одноместный планер появился в 1955 г. Впоследствии комплекты деталей аппарата этой конструкции выпускались в разных странах мира и широко использовались любителями-авиаторами. В отличие от планеров Хортенов, в AV-36 летчик сидел прямо в короткой гондоле. Необычным по сравнению с традиционными летательными аппаратами схемы «бесхвостка» было использование прямого крыла с сужением (рис. 3.20). Хотя этот летательный аппарат представлял собой вполне удовлетворительный спортивный планер, его относительно невысокие летные характеристики привели к тому, что он скоро исчез из планерного спорта. Следует отметить, что проектировщик продолжал работать над этим аппаратом и построил несколько образцов, оснащенных силовой установкой.

Основные данные: размах крыла 12,77 м; площадь крыла 14,6 м^2; взлетная масса 258 кг; аэродинамическое качество 26,5 при скорости 82 км/ч; вертикальная скорость снижения 1,3 м/с (при поступательной скорости 99,8 км/ч).

Крылья Митчелла

Когда в конце 1960-х гг. начался новый подъем планеризма, оказалось, что большинство проектировщиков использовали традиционные жесткие конструкции самолетного типа (в виде как монопланов, так и бипланов). Поэтому некоторые из них старались решить проблему старым способом – за счет снижения массы конструкции и аэродинамического сопротивления в рамках схемы «бесхвостка». Были предприняты попытки внедрить и новые технические решения. В эти годы появилось значительное количество конструкций, в которых летчик был как бы подвешен под крылом, что создавало высокий уровень «маятниковой» устойчивости, так как масса летчика

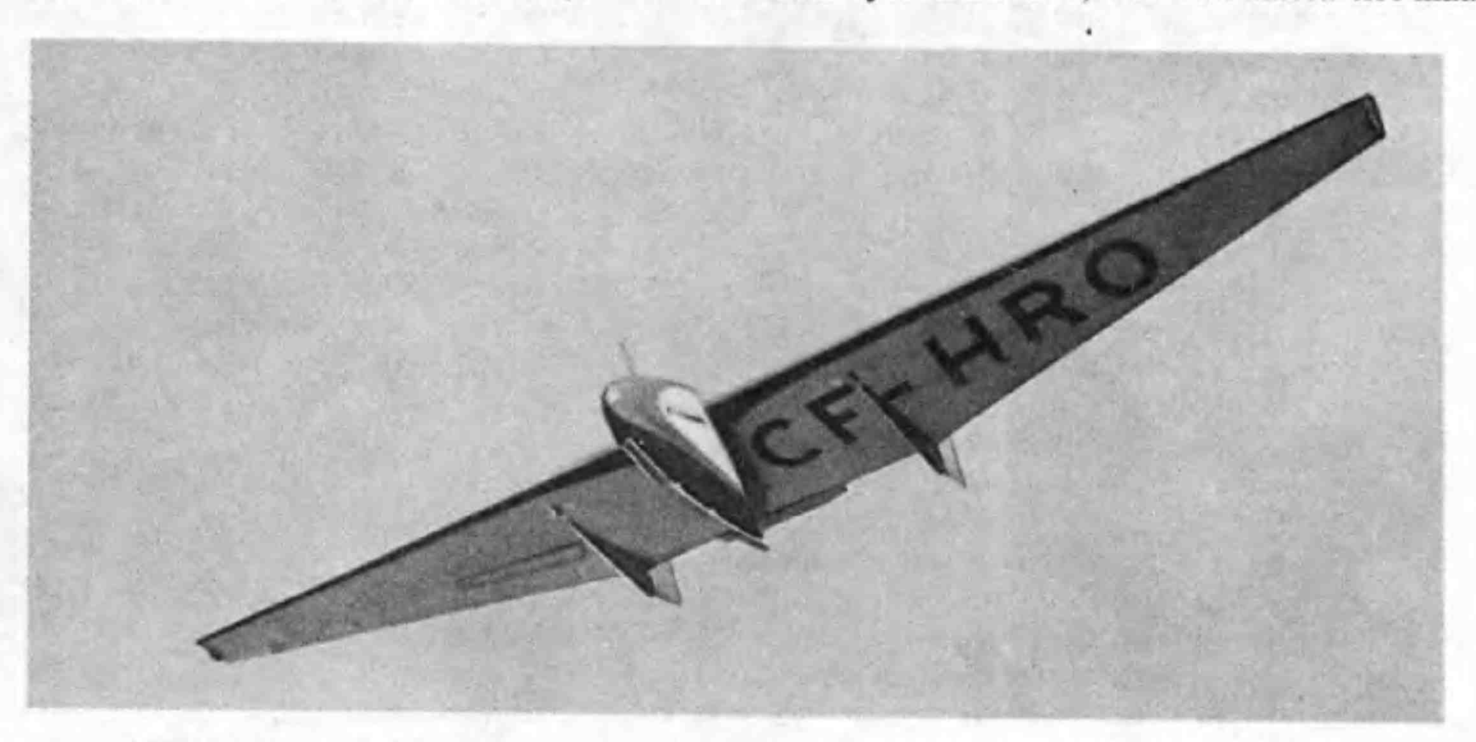


Рис. 3.20. Французский бесхвостый планер AV-36 «Фовель» с нестреловидным крылом. Управление по крену и тангажу обеспечивается элевонами, а между рулями направления располагается триммер.

для таких летательных аппаратов превышает массу конструкции примерно в 2 раза. Это техническое решение позволяет отказаться от необходимости использовать стреловидное крыло для обеспечения продольной устойчивости. Вот почему конструкции схемы «бесхвостка» стали весьма популярными на ранних этапах развития планерного движения в 1960-е гг.

Выдающимся примером летательных аппаратов этого типа является разработанное одним из старейших конструкторов планерной техники американцем Доном Митчеллом так называемое «крыло Митчелла». Первая модель представляла собой жесткое монопланное крыло, управлявшееся с помощью перемещения массы летчика относительно центра аэродинамического давления.

Митчелл одним из первых стал строить на базе своих планеров ультралегкие летательные аппараты, оснащенные силовой установкой. К конструкции его «крыла» были добавлены «фюзеляж» с тремя колесами, удобное сиденье летчика, органы ручного управления и двухтактный двигатель с толкающим винтом (рис. 3.21). Так как этот летательный аппарат мог взлетать при положении летчика стоя, полеты можно было выполнять людям, не имеющим прав пилота (как и на балансирных планерах, в соответствии с инструкциями Федерального авиационного управления США).

В 1979 г. Митчелл спроектировал ультралегкий летательный аппарат U-2 с силовой установкой (рис. 3.22). Этот летательный аппарат отличался существенно более высокими летными характеристиками, но так как он не соответствовал условиям взлета со стоящим летчиком, для выполнения полета на нем было необходимо иметь соответствующие права. В 1982 г. Федеральное авиационное управление США объявило о введении новых правил относительно легкомоторной авиации, которой было присвоено название «ультралегкие летательные аппараты». К этому классу были отнесены летательные аппараты с массой конструкции менее 117,9 кг, несущие не более 20 л топлива и не способные выполнять полет со скоростью выше 100 км/ч. U-2, спроектированный задолго до введения новых правил, не квалифицируется как УЛА.

Основные данные («Митчелл B-10»): силовая установка – двигатель «Хонда» мощностью 20 л. с. (14,7 кВт); размах крыла 10,37 м; площадь крыла 12,65 м^2; взлетная масса 155 кг; максимальная скорость 88,6 км/ч.

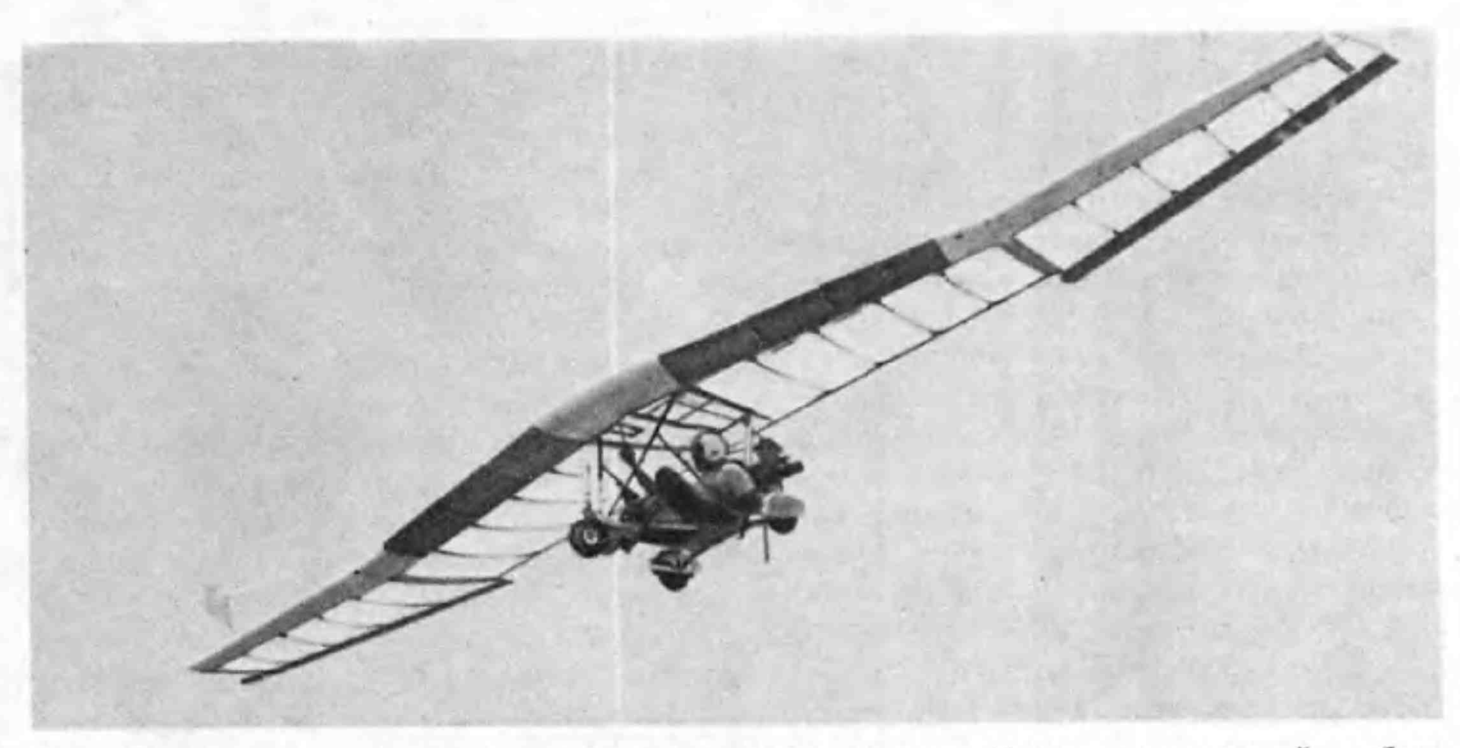


Рис. 3.21. Ультралегкий летательный аппарат B-10 «Митчелл Уинг», переделанный из балансирного планера «Митчелл».

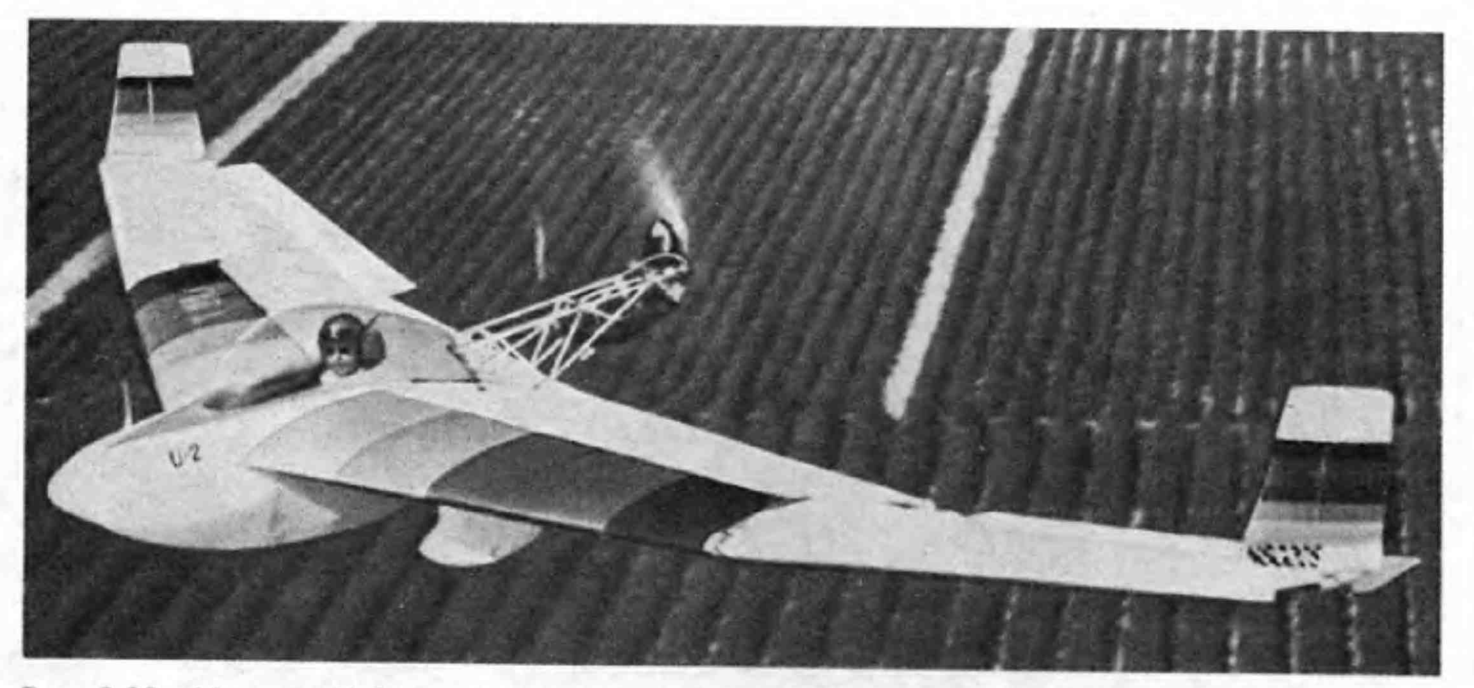


Рис. 3.22. «Митчелл U-2» с двигателем на хвостовой балке. С самого начала проектировался как ультралегкий аппарат, а не балансирный планер с возможностью модификации.

Основные данные («Митчелл U-2»): силовая установка – двигатель «Хонда» мощностью 20 л.с. (14,7 кВт); размах крыла 10,37 м; площадь крыла 12,65 м^2; взлетная масса 217,7 кг; максимальная скорость 152,2 км/ч.

Модифицированные крылья Рогалло

Исходная треугольная форма крыльев Рогалло (дельтапланов) недолго удержалась неизменной в планерном движении. Довольно скоро создатели новых дельтапланов уменьшили угол стреловидности передней кромки до такого уровня, когда их конструкция при виде сверху стала напоминать традиционные бесхвостые планеры с крылом очень малой стреловидности и заметным сужением. Для усиления конструкции были добавлены продольные силовые элементы, напоминающие нервюры, и крыло стало работать в своем нормальном режиме, а не как воздушный змей. Это позволило существенно улучшить летные характеристики.

Новые конструкции, в которых использованы принципы крыла Рогалло, а также конструкции без аэродинамической профилировки, представляющие собой обтянутые однослойной тканью каркасы, получили широкое распространение в 1970-е гг. Показанный на рис. 3.23 «Феникс» представляет собой характерную модификацию дельтаплана типа крыла Рогалло в планер схемы «бесхвостка». В этом планере летчик размещается в подвесной системе значительно ниже крыла, что обеспечивает маятниковую устойчивость всей системе. Управляемость аппарата обеспечивается изменением положения летчика.

Впоследствии выяснилось, что совсем несложно адаптировать многие из планеров схемы «бесхвостка» в ультралегкие летательные аппараты путем добавления конструкции для размещения летчика в сидячем положении, двигателя, колес шасси и органов ручного управления. Некоторые авиаторы использовали и переднее горизонтальное оперение в целях повышения маневренности этих аппаратов.

Основные данные (планер «Феникс»): размах крыла 9,46 м; площадь крыла 17,67 м^2; взлетная масса 124,7 кг; аэродинамическое качество 8–10; минимальная эволютивная скорость 27–32 км/ч.

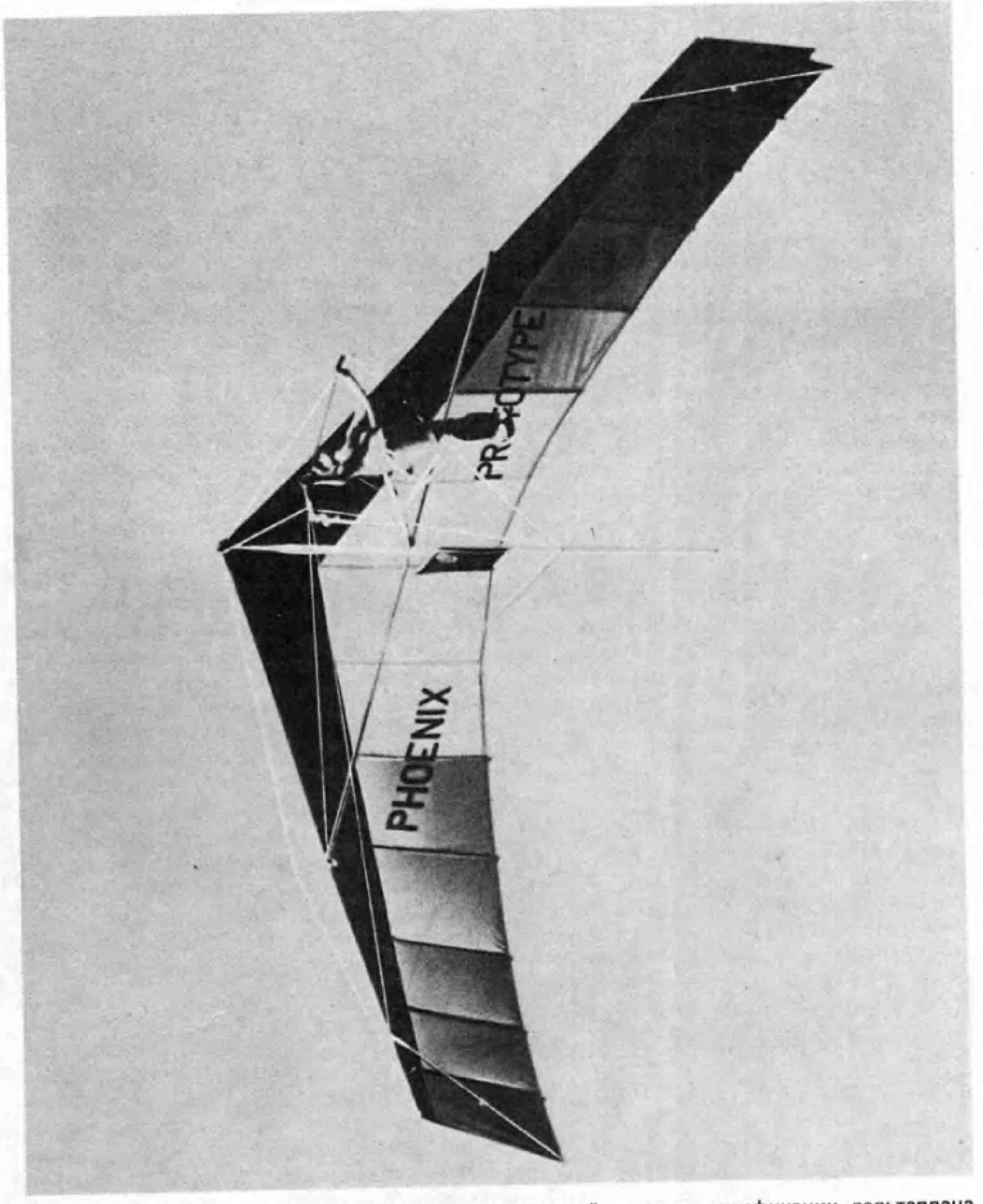


Рис. 3.23. Балансирный планер «Феникс», характерный пример модификации дельтаплана с целью увеличения удлинения крыла и придания ему профилировки за счет установки нервюр.

Глава 4
Летательные аппараты с треугольным крылом

В англо-американской научной литературе летательные аппараты с треугольным крылом получили обобщающее название «аппараты с дельтавидным крылом» из-за того, что форма таких крыльев напоминает одноименную греческую букву. К этому классу летательных аппаратов обычно относят две принципиально различные группы летательных аппаратов – боевые самолеты военного назначения и некоторые типы гражданских летательных аппаратов (в том числе балансирные планеры-дельтапланы и ультралегкие летательные аппараты).

Применение треугольных крыльев вошло в практику авиастроения примерно с 1950-х гг. для самолетов с высокими летно-техническими характеристиками и примерно с 1980-х гг. для планеров и ультралегких летательных аппаратов. И в той, и в другой области для развития техники создания летательных аппаратов с треугольным крылом потребовалось решить ряд проблем.

Самолет с треугольным крылом в принципе можно рассматривать как летательный аппарат схемы «бесхвостка» с крылом большой (более 45°) стреловидности по передней кромке, у которого площадь перед прямой линией, соединяющей задние кромки законцовок крыла, заполнена конструкцией. Это существенно увеличивает площадь крыла по отношению к его размаху и дает малое значение удлинения крыла (отношения размаха крыла к САХ – средней аэродинамической хорде). Для летательных аппаратов с треугольным крылом это отношение близко к 2. В случае крыльев сложных форм, для которых трудно определить величину САХ, удлинение обычно рассчитывается как частное от деления квадрата размаха на площадь крыла. Для крыльев этого типа необходимая площадь крыла может быть получена при существенно меньшем размахе, чем на крыльях другого типа. Одна из отличительных особенностей современных скоростных летательных аппаратов с треугольным крылом состоит в том, что практически все они являются реактивными. Летательные аппараты этого типа оснащались винтовыми двигателями только до середины 1940-х гг., а затем винтовые двигатели использовались на самолетах этого типа лишь в экспериментальных целях.

ДОСТОИНСТВА

Основным достоинством треугольных крыльев считается возможность существенно уменьшить размах и обеспечить увеличение жесткости и снижение массы крыла. Более того, так как крылья этого типа обыкновенно имеют корневые хорды большой длины, физическая толщина крыла в корневом сечении при заданной из аэродинамических соображений относительной толщине профиля оказывается достаточно большой, что позволяет размещать в крыле дополнительную часть полезной нагрузки

(топливо и оборудование) и, таким образом, существенно снизить аэродинамическое сопротивление за счет уменьшения размеров фюзеляжа. По этой схеме обычно строились тяжелые самолеты типа бомбардировщиков. С другой стороны, некоторые одноместные истребители с крылом такого типа имеют фюзеляжи достаточно больших размеров по сравнению с размерами крыла, что свидетельствует о стремлении проектировщиков использовать преимущества малого размаха крыла при обеспечении заданной площади.

НЕДОСТАТКИ

Чем меньше размах крыла, тем ниже его способность парировать тенденцию самолета совершать вращательное движение в направлении, противоположном направлению вращения воздушного винта силовой установки. Примером этого может служить самолет XFY-1 фирмы «Конвэр» – винтовой самолет с мощностью турбовинтового двигателя, достаточной для обеспечения вертикального взлета. Самолет, имеющий столь высокую тяговооруженность и одиночный воздушный винт, при работе силовой установки на максимальных оборотах практически должен вращаться вокруг продольной оси. Для того чтобы избежать этого, проектировщики использовали соосные винты противоположного вращения. Этот пример показывает компромиссный характер процесса выбора конструктивно-компоновочной и аэродинамической схемы самолета, особенно в тех случаях, когда конструкторы пытаются наиболее полно использовать некоторое преимущество той или иной схемы.

Еще одним присущим всем треугольным крыльям недостатком является то, что в большинстве практических применений традиционная механизация задней кромки такого крыла не может быть эффективно использована в целях уменьшения посадочной скорости. Величина максимального плеча этих поверхностей механизации или управления относительно центра масс самолета такова, что они действуют больше как рули высоты, чем как органы взлетно-посадочной механизации. Этот недостаток несколько компенсируется тем, что летательные аппараты с треугольным крылом могут совершать полет при значительно большем угле атаки, чем самолеты с традиционными крыльями, создавая при этом большую подъемную силу, что позволяет выполнять посадку при меньших скоростях. Кроме того, для остановки самолета после выполнения достаточно скоростной посадки обычно используются тормозные парашюты. За исключением сверхзвуковых пассажирских самолетов, созданных в 1970-е гг., все скоростные самолеты с треугольным крылом являются военными.

КРЫЛО Ф. РОГАЛЛО

Имевший место в середине 1970-х гг. новый подъем интереса к планеризму в наибольшей степени проявился по отношению к крылу Рогалло (дельтапланам). Летательный аппарат этого типа был создан Фрэнсисом М. Рогалло, сотрудником Национального управления США по аэронавтике и исследованиям космического пространства в качестве некоего варианта планирующего парашюта для доставки с воздуха различных грузов. Однако вскоре летательные аппараты этого типа стали оснащаться силовыми установками, примерно так же, как это происходило в конце 1950-х гг. Хотя поставленных задач по воздушной транспортировке грузов с помощью крыла Рогалло в полном объеме решить не удалось, разработанная схема была с энтузиазмом встречена планеристами. Низкая скорость и чрезвычайная простота конструкции этого летательного аппарата дают ряд существенных преимуществ по сравнению с традиционными жесткими конструкциями сопоставимого уровня летно-технических характеристик. Более того, дельтаплан можно свернуть и перевозить на крыше автомобиля и даже хранить в домашних условиях.

Наиболее привлекательным достоинством дельтаплана является его простота. Дельтаплан состоит, по сути дела, из куска ткани типа парусины, натянутой между тремя алюминиевыми трубками, образующими две передние кромки и центральную балку. До тех пор, пока крыло обладает



Рис. 4.1. Типичный пример одного из первых балансирных планеров типа дельтаплана.

поступательной скоростью и поток обтекает его с положительным углом атаки, дельтаплан «наполнен» воздухом аналогично тому, как это происходит с парашютом, и способен создавать подъемную силу (рис. 4.1).

Может показаться несколько странным, что стремление улучшить летные характеристики дельтапланов привело к тому, что они в значительной степени изменили свою дельтавидную форму. Постепенно размах традиционного «крыла Рогалло» увеличивался, а хорда уменьшалась до тех пор, пока планеры этого типа по форме в плане не приблизились к традиционным «бесхвосткам» с крылом умеренной стреловидности по передней кромке.

До начала дельтапланного бума было создано несколько любительских винтовых аппаратов с треугольными крыльями (в то время малоразмерные реактивные двигатели, пригодные для любительских летательных аппаратов, отсутствовали). Эти самолеты оснащались силовыми установками малой мощности, поэтому тенденция увода в движении крена практически отсутствовала, что позволило использовать треугольные крылья малого размаха.

ПЛАНЕР А. ЛИППИША DM-1

Спроектированный Александром Липпишем планер DM-1 стал первым самолетом рассматриваемого в данной главе класса. Стреловидность крыла по передней кромке составляла 60°, а задней – 15°. Планер был создан в конце второй мировой войны как натурный планирующий макет проектируемого самолета-истребителя с ПВРД. DM-1 разрабатывался с целью проверки возможности обеспечения приемлемых пилотажных характеристик самолета такой схемы при малых скоростях полета. В условиях отсутствия опытного образца самолета, оснащенного достаточно мощной силовой установкой, скоростные аэродинамические данные планировалось получить в аэродинамической трубе. Аэродинамические данные в области промежуточных скоростей были получены при летных испытаниях, в ходе которых DM-1 буксировался на большую высоту (примерно 7600 м или более), после чего происходили отделение самолета и его свободный полет. DM-1 должен был разгоняться до требуемой по программе испытаний скорости в процессе затяжного пикирования. Относительно малая масса этого планера не позволяла ему развивать в пикировании очень большую скорость. Максимальная скорость в пикировании составляла примерно 558,7 км/ч.

При создании планера DM-1 Липпишу помогали две группы инженеров-энтузиастов авиационной техники из Дармштадтского и Мюнхенского университетов (планер получил свое название по начальным буквам этих городов).

Если не учитывать отсутствие двигателя, то DM-1 представлял собой полностью завершенный самолет, оснащенный в том числе трехопорным убирающимся шасси. Для обеспечения минимальной массы конструкции самолет был изготовлен из древесины, а в качестве обшивки использовалась тонкая авиационная фанера. Кроме новаторской формы крыла, уникальной особенностью конструкции являлось то, что кабина представляла собой корневую часть передней кромки вертикального оперения большой относительной толщины (рис. 4.2, 4.3).

Рис. 4.2. Деревянный планер Липпиша DM-1, созданный в конце второй мировой войны.

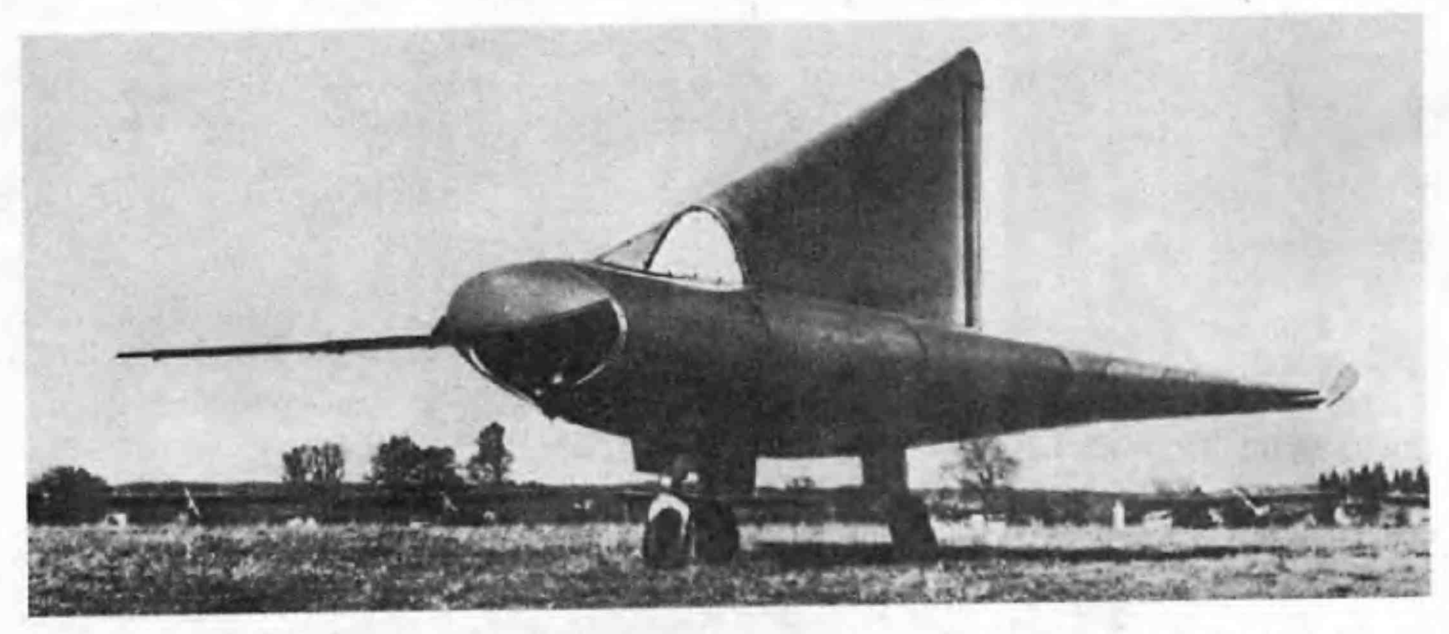


Рис. 4.3. Планер Липпиша DM-1 – первый летательный аппарат с треугольным крылом.

Основные данные DM-1: размах крыла 6 м; площадь крыла 19,9 м²; длина самолета 6,33 м; максимальная скорость (при взлетной массе 459 кг и удельной нагрузке на крыло 22,9 кг/м²) 719 км/ч. Скорость снижения была достаточно высокой по стандартам планерной техники и составляла 5 м/с, а аэродинамическое качество было довольно низким – всего 7.

DM-1 попал в руки американских оккупационных сил, после чего использовался в США для проведения испытаний в 1945 г. Полученные результаты были столь обнадеживающими, что фирма «Конвэр» получила контракт на разработку и постройку реактивной модификации этого планера. DM-1 в настоящее время находится в музее ВВС США около г. Дейтон (шт. Огайо).

F-102 «ДЕЛЬТА ДЕГГЕР» ФИРМЫ «КОНВЭР»

Потенциально высокие характеристики DM-1 способствовали принятию ВВС США решения о дальнейшей разработке проекта и созданию на его основе серийного истребителя.

Контракт на выполнение этой работы, предусматривающей постройку одного экспериментального реактивного самолета (модель 7002), получила фирма «Конвэр». Хотя этот самолет и не являлся боевым, вскоре ему было присвоено обозначение XF-92A (рис. 4.4, 4,5). Новый самолет был близок по схеме к DM-1, что и не удивительно, поскольку в роли консультанта выступал Александр Липпиш. Стреловидность крыла составляла 60°, но относительная толщина профиля была существенно меньше, чем на DM-1. Кроме того, на XF-92A отсутствовало характерное для DM-1 сочетание кабины и киля большой относительной толщины. Самолет оснащался двигателем J33A фирмы «Эллисон» тягой 20,4 кН. Первый полет самолета состоялся 18 сентября 1948 г.

Успех программы 7002/XF-92A привел к созданию всепогодного истребителя F-102 «Дельта Деггер» (рис. 4.6). F-102 стал первым в США принятым на вооружение самолетом с треугольным крылом. С 1953 г. было построено 1088 таких машин. По сравнению с XF-92 фюзеляж самолета претерпел значительные изменения, а крыло увеличено (в масштабе 1,22:1).

Войсковые испытания опытного образца YF-102 начались 24 октября 1953 г.

Хотя на самолете был установлен двигатель J57P-23 фирмы «Пратт-Уитни» тягой 77 кН, он не смог превысить скорость звука. После перепроектирования фюзеляжа в соответствии с правилом площадей (по разработанным Ричардом Уиткомбом рекомендациям) эта проблема была решена.

Первые серийные самолеты F-102 стали поступать на вооружение в 1956 г. F-102 стал первым полностью «ракетным» истребителем – вместо традиционного стрелково-пушечного вооружения на самолет устанавливались неуправляемые и управляемые ракеты.

111 самолетов F-102A были построены в учебном варианте с размещением инструктора и курсанта рядом, для чего фюзеляж в зоне кабины был расширен. Размах крыла самолета составлял 11,63 м, взлетная масса 12 700 кг, максимальная скорость (на высоте 11 000 м) 1328 км/ч.

Дальнейшим развитием этого самолета



Рис. 4.4. Первый успешно летавший самолет с треугольным крылом – американский XF-92A фирмы «Конвэр».

Рис. 4.5. Самолет XF-92A. На правой консоли крыла установлены визуализаторы потока для проведения аэродинамических исследований.

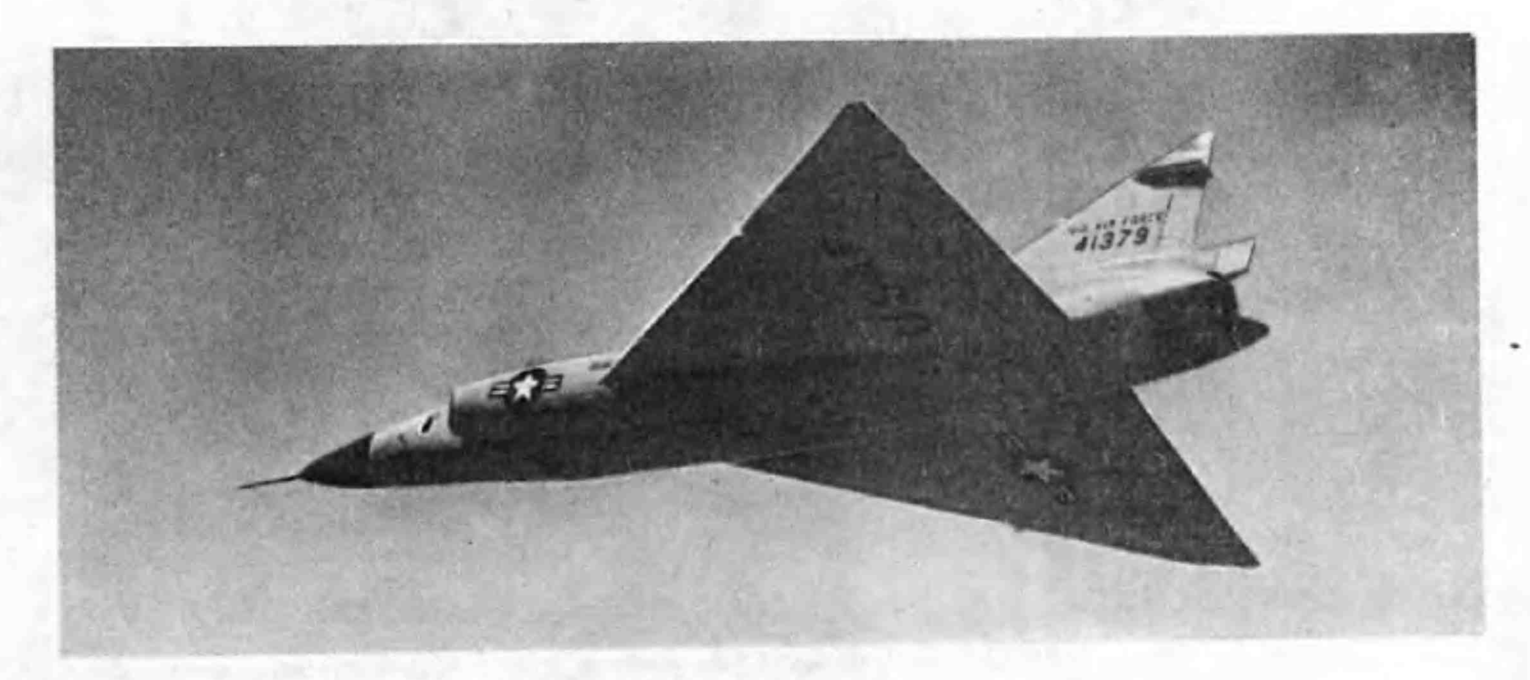


Рис. 4.6. Серийный истребитель F-102 «Дельта Деггер».



Рис. 4.7. Истребитель F-106A фирмы «Конвэр» – результат развития концепции F-102.

стал F-106A «Дельта Дарт», который сначала имел обозначение F-102B. Этот самолет (рис. 4.7) отличался конструкцией хвостовой части и воздухозаборника, а также другим двигателем (J-75 фирмы «Пратт-Уитни»). Увеличение мощности силовой установки на 50% позволило самолету F-106A достичь скорости 2450 км/ч на высоте 12 200 м. Всего в период с 1956 по 1961 гг. было построено 340 экземпляров F-106A, B и TF-106A.

Рис. 4.8. Бомбардировщик B-58 «Хаслер» фирмы «Конвэр» с крылом, представляющим собой увеличенную копию крыла F-102.

БОМБАРДИРОВЩИК В-58 «ХАСЛЕР» ФИРМЫ «КОНВЭР»

Так как треугольное крыло большой площади весьма эффективно применительно к сверхзвуковым бомбардировщикам и истребителям, такие машины стали быстро внедряться в практику авиастроения. В октябре 1954 г. фирма «Конвэр», накопившая к этому времени уже значительный опыт в области создания самолета с треугольным крылом, получила от ВВС США заказ на постройку четырехдвигательного реактивного бомбардировщика, получившего обозначение ХВ-58. Этот самолет представлял собой в принципе увеличенную копию истребителя F-102A (площадь крыла была увеличена примерно в два раза – до 143,4 м^2, а размах крыла составлял лишь 17,33 м). Так как крыло этого самолета было слишком тонким для размещения в нем четырех двигателей j79 фирмы «Дженерал электрик» (тяга каждого 77,6 кН), двигатели устанавливались на пилонах под крылом (рис. 4.8).

На самолете было применено новшество – ядерные бомбы размещались не в традиционном бомбовом отсеке в фюзеляже, а в крупногабаритном подфюзеляжном контейнере, где можно было также разместить другие подвески или дополнительное топливо.

Первый из 13 экспериментальных самолетов ХВ-58 совершил свой первый полет 11 ноября 1956 г. Затем был сделан заказ на постройку 17 дополнительных опытных бомбардировщиков. После этого ВВС США заказали 86 самолетов В-58А (первый из них был поставлен в сентябре 1959 г.).

При высоких скоростях полета В-58А – 2229,8 км/ч на высоте 12200 м – использование традиционных турельных пулеметных установок для обороны бомбардировщика оказалось нецелесообразным. Поэтому В-58А оснащался хвостовой турелью с многоствольной 20-мм пушечной установкой, целеуказание для которой выдавалось РЛС. Взлетная масса В-58А составляла 73940 кг, а соответствующая удельная нагрузка на крыло – около 512 кг/м^2.

«ВУЛКАН» ФИРМЫ «АВРО»

Сверхзвуковой бомбардировщик ХВ-58 разрабатывался как увеличенный по размерам вариант истребителя, тогда как английский бомбардировщик «Вулкан» сразу проектировался как бомбардировщик, способный летать на высоких дозвуковых скоростях (примерно 1050 км/ч). Конструкторы рассчитывали максимально использовать преимущества, обеспечиваемые большой толщиной корневой части крыла, что позволяло разместить внутри крыла 4 реактивных двигателя. Предполагалось, что такое техническое решение позволит существенно снизить сопротивление по сравнению с внешней установкой двигателей. Первые модели этого бомбардировщика (опытные самолеты и серийная «модель I») имели размах крыла 30,2 м и площадь крыла около 330 м^2. Первый полет опытного самолета «Вулкан» состоялся 3 сентября 1953 г.

Стреловидность крыла по передней кромке была относительно невелика (50°), но законцовки крыла имели существенно большую стреловидность (начиная примерно с 3/4 размаха, рис. 4.9). На первых моделях бомбардировщика (включая серийную «модель I») использовались раздельно элероны и рули высоты; на серийных бомбардировщиках, начиная с «модели II», устанавливались элевоны. Так как заказанные в процессе проектирования двигатели «Олимпус» с тягой 4500 даН к моменту постройки первого самолета оказались не готовы, первый опытный экземпляр вышел на летные испытания с двигателями «Эвон» тягой 2950 даН фирмы «Роллс-Ройс». Серийный бомбардировщик («модель II») имел увеличенный на 3,66 м размах крыла и оснащался двигателями фирмы «Роллс-Ройс» тягой 90,7 кН каждый.

Высокие скорости полета, характерные для бомбардировщика «Вулкан», исключили необходимость установки на нем оборонительного вооружения. Этот самолет был способен нести ядерные бомбы или до 9,5 т обычных бомб.

Основные данные: размах крыла 33,86 м; взлетная масса 81650 кг; крейсерская скорость 1000 км/ч.

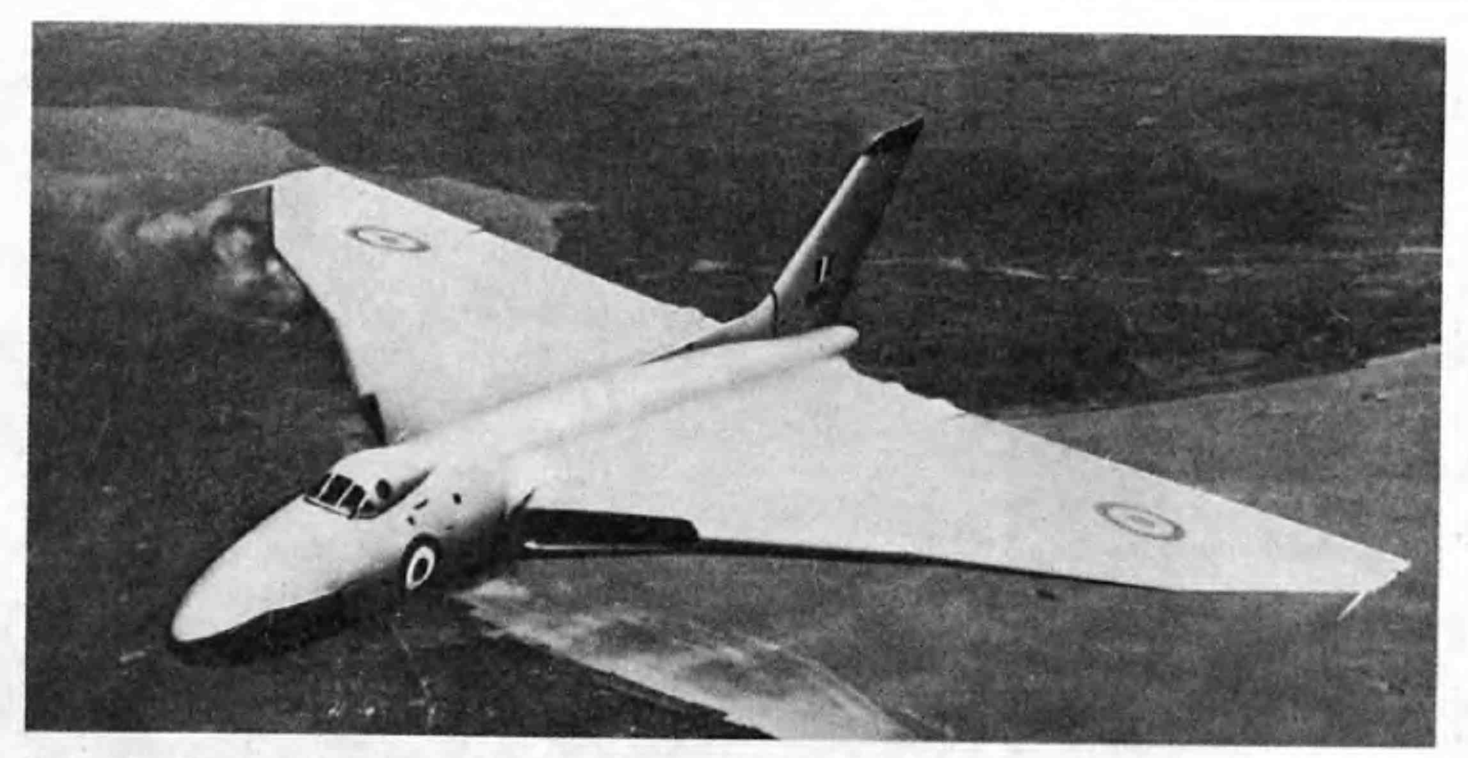


Рис. 4.9. Бомбардировщик «Вулкан» английской фирмы «Авро», крыло которого обладало достаточной строительной высотой для размещения внутри четырех реактивных двигателей.

«КАТИ 49В» Н. ПАЙЕНА

Построенный в 1954 г. французский легкий самолет «Кати 49В» не поддается точной классификации. Крыло этого самолета, строго говоря, не отнесено к крыльям типа «дельта», потому что и задняя кромка этого крыла имеет значительные углы стреловидности (рис. 4.10). В то же время малое удлинение крыла хорошо соответствует характеристикам именно треугольных крыльев, затрудняя классификацию этой машины как самолета схемы «бесхвостка». Следует отметить, что конструктор этого самолета Н. Пайен известен в истории авиации как создатель конструкций летательных аппаратов, не подчиняющихся общим канонам (см., например, описание самолета PA-22 в гл. 16).

«Кати» построен в основном из древеси-



Рис. 4.10. Небольшой французский самолет «Пайен 49В», на конструкцию которого сильное влияние оказал планер Липпиша DM-1.

ны; в качестве силовой установки использовался небольшой реактивный двигатель «Палас» фирмы «Тюрбомека» (тяга 3,31 кН). Этот самолет имел много общего с планером Липпиша DM-1. Размах его крыла 5,16 м; площадь крыла 11,25 м^2; удлинение крыла 2,38; взлетная масса 649 кг; максимальная скорость 499 км/ч. Так как «Кати» был построен в экспериментальных целях, достижение максимальных летно-технических характеристик не являлось основной задачей проекта. Поэтому самолет был оснащен неубирающимся шасси.

К уникальным особенностям конструкции этого самолета следует отнести использование расщепляющегося руля направления. Обе половины руля направления могли открываться во внешнюю сторону (вплоть до штатного максимального угла отклонения) и выполнять функции тормозного щитка аналогично установленным на законцовках крыла рулям направления бесхвостых моделей Нортропа.

САМОЛЕТЫ С ТРЕУГОЛЬНЫМ КРЫЛОМ ФИРМЫ «ДУГЛАС ЭРКРАФТ»

Самолеты рассматриваемого в данной главе класса не обязательно должны иметь крыло в виде идеального треугольника (примером отступления от этой формы служит крыло бомбардировщика «Вулкан»). Более того, применение крыльев данного типа вовсе не ограничивается аэродинамической схемой «бесхвостка». Фирма «Дуглас эркрафт» из г. Лонг-Бич (шт. Калифорния) разработала два серийных самолета, иллюстрирующие эти соображения.

Первым из этих самолетов был F4D «Скайрей». палубный истребитель для авиации ВМС США. Первый полет опытного самолета этого типа – F4D1 – состоялся 23 января 1951 г. Самолет был оснащен одним турбореактивным двигателем J35 фирмы «Эллисон» (тяга 2270 даН), который впоследствии предполагалось заменить двигателем J40 фирмы «Вестингауз». Характерная особенность F4 – плавное сочленение корневой части крыла с фюзеляжем, позволяющее разместить значительный по своим габаритным размерам двигатель. Крыло самолета имело довольно большое сужение; в районе законцовок кромки крыла мягко скруглены (рис. 4.11, 4.12). В корневой части крыла размещены боковые воздухозаборники треугольной формы. Для уменьшения размаха крыла (10,2 м) при хранении в ангарах авианосца законцовки крыла отклонялись вверх.

В период с июня 1954 г. по декабрь 1958 г. было построено и поставлено авиа-



Рис. 4.11. Самолет с треугольным крылом F4D-1 «Скайрей» фирмы «Дуглас» – палубный истребитель ВМС США.

ции ВМС США 420 самолетов F4D1. Серийный вариант этого самолета (с двигателем J57 фирмы «Пратт-Уитни», развивающим тягу 4400 даН на режиме «максимал» и 4760 даН на форсаже) имел максимальную скорость 1120 км/ч. Вооружение самолета состояло из 4 пушек калибра 20 мм и до 1800 кг неуправляемых ракетных снарядов.

Фирма предпринимала усилия, направленные на преодоление общей тенденции к увеличению массо-габаритных характеристик одноместных боевых самолетов. В 1950 г. в рамках этой деятельности конструктор фирмы «Дуглас» Эдвард Х. Хайнеман получил задание создать легкий боевой самолет. В результате был разработан самолет A4D-1«Скайхоук», получивший прозвище «револьвер Хайнемана» (из-за своих летно-технических характеристик). Этот самолет являлся (и является в настоящее время) скорее ударным самолетом, чем истребителем. Опытная машина XA4D-1 совершила первый полет 22 июля 1954 г. Самолет оснащался двигателем J65 фирмы «Райт» (американский вариант английского двигателя «Сапфир» фирмы «Армстронг-Сиддли»). Хотя самолет оснащен классическим треугольным крылом с прямыми передними кромками и острыми законцовками, имеется и горизонтальное оперение (форма горизонтального оперения повторяет форму крыла). В небольшом фюзеляже размещается крупный реактивный двигатель, а в тонком крыле (размах 8,38 м) остается очень мало объемов для размещения топлива (рис. 4.13). Поэтому самолет «Скайхоук» в своей «чистой» конфигурации имеет малый радиус действия. Дополнительное топливо может быть размещено в подвесных топливных баках, а современный метод воздушной дозаправки топливом с помощью топливозаправочной штанги (см. гл. 15) позволяет существенно

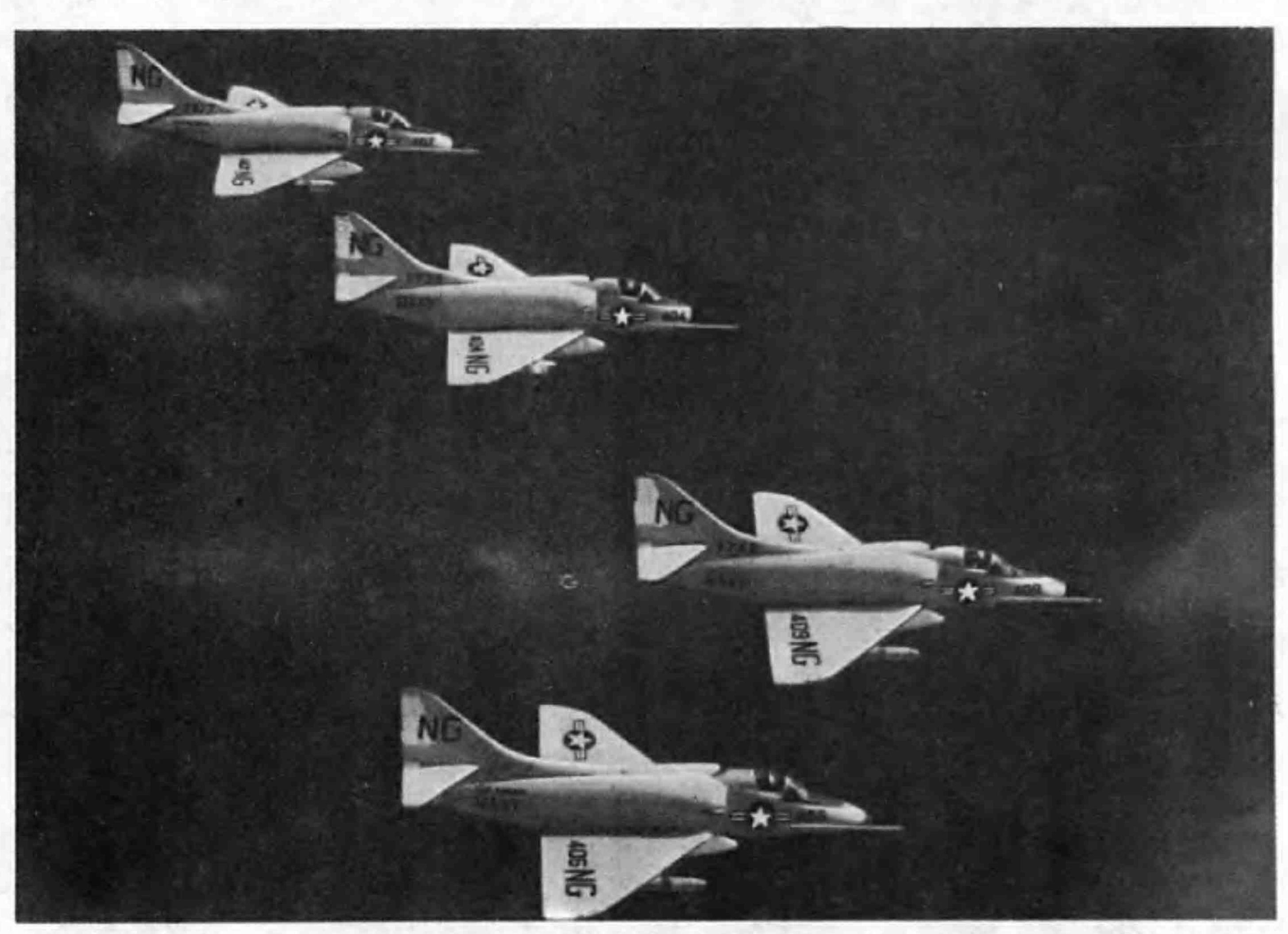


Рис. 4.13. Ударный самолет авиации ВМС США A-4D с треугольным крылом. В отличие от других самолетов этого типа A-4D имеет оперение, а на крыле элероны и традиционные закрылки.

увеличить радиус действия самолета и использовать подкрыльевые точки подвески для установки боевой нагрузки. Вооружение самолета состоит из двух пушек калибра 20 мм и до 152 кг бомб. Максимальная скорость при взлетной массе 7470 кг составляла 918 км/ч (на высоте уровня моря).

Серийное производство самолетов A4D (A4 с 1962 г.) можно считать рекордным – в период с августа 1954 г. по февраль 1979 г. было поставлено примерно 2960 самолетов этого типа. В истории авиации не так уж много примеров, когда боевой самолет выпускается промышленностью на протяжении четверти века. В 1957 г. самолеты этого типа стали оснащаться двигателями J52 фирмы «Пратт-Уитни» (тяга 5080 даН). Эта модификация самолета получила обозначение A4D-3. Было разработано много различных модификаций этого самолета; последняя из них – A4-M.

Основные данные (модификация A4E): размах крыла 8,39 м; площадь крыла 24,18 м^2; взлетная масса 11 100 кг; максимальная скорость 1087 км/ч.

ЛЮБИТЕЛЬСКИЕ САМОЛЕТЫ С ТРЕУГОЛЬНЫМ КРЫЛОМ

Тот факт, что треугольное крыло используется в основном на скоростных военных самолетах с реактивной силовой установкой, не отпугнул авиалюбителей-самодельщиков от попыток использовать крыло этого типа в своих конструкциях. Их не смутило даже то, что получивший широкую рекламу первый самолет этого типа разбился в первом же вылете, причем в катастрофе погиб и летчик. Этот винтовой самолет по любительским стандартам был весьма совершенным. К сожалению, летчик не обладал достаточной квалификацией для выполнения полета на новом недостаточно освоенном самолете.

«Дельта Киттен» М. Бейкера

Первым весьма успешным любительским самолетом описываемого типа стал построенный в 1960 г. Марионом Бейкером из г. Экрона (шт. Огайо) самолет «Дельта Киттен», оснащавшийся установленным в носовой части фюзеляжа поршневым двигателем фирмы «Континенталь» мощностью 86 л.с. (62,5 кВт). Самолет имел цельнометаллическую конструкцию, что в те годы было довольно редким среди любительских самолетов, и напоминал планер Липпиша DM-I по компоновочной схеме вертикального оперения и кабине летчика (рис. 4.14). Бейкер решил не приступать сразу к созданию натурного образца своего самолета, а сначала тщательно проверил



Рис. 4.14. Винтовой самолет с треугольным крылом «Дельта Киттен», построенный авиаконструктором М. Бейкером. Заметно влияние планера Липпиша DM-1 и самолета «Пайен».

свой проект на масштабной летающей модели с бензиновым двигателем.

Основные данные: размах крыла «Дельта Киттен» 5,49 м; стреловидность крыла 45°; площадь крыла 9,11 м²; взлетная масса 382,4 кг; максимальная скорость полета 217,4 км/ч.

«Дельта» Дж. Дайка

Несколько иной подход к созданию любительского самолета с треугольным крылом был предпринят в 1964 г. Джоном Дайком из Фэрнборна (шт. Огайо). Он построил четырехместный самолет (что также крайне редко встречается среди самодельщиков) и использовал довольно мощный двигатель – 180 л. с. (132 кВт). В конструкции самолета, в том числе и его крыла, широко использованы фермы из стальных труб. Размах крыла самолета 6,71 м.

Крыло самолета, строго говоря, не является треугольным, а скорее напоминает ромб из-за значительной обратной стреловидности задней кромки (рис. 4.15). Применение такого крыла позволяло получить большую длину корневой хорды, сопряженной с относительно широким фюзеляжем. Верхняя часть фонаря кабины имела форму аэродинамического профиля, начиная от козырька, что обеспечивало создание дополнительной подъемной силы. «Дельта» Дж. Дайка показала столь хорошие летные характеристики, что конструктор этого самолета разработал модификацию JD-2, предназначенную для коммерческих целей. Некоторое количество этих самолетов было построено другими авиаторами. Максимальная скорость полета «Дельты» составляла 306 км/ч при взлетной массе 816,5 кг.

«КОНКОРД»

Одним из наиболее жарких политических конфликтов в области международной гражданской авиации стала история создания и эксплуатации западноевропейского сверхзвукового пассажирского самолета. Стоимость разработки такого самолета, достаточно крупного для обеспечения воздушной транспортировки экономически целесообразной полезной нагрузки, выходила за финансовые возможности любой отдельно взятой западной авиационной фирмы. Поэтому в 1962 г. был создан совместный франко-английский консорциум для проведения работ по созданию СПС «Конкорд». В консорциум вошли две крупные фирмы – французская «Аэроспасьяль» и английская «Бритиш эркрафт». Разработанные для этого самолета реактивные двигатели тягой 169,2 кН также явились результатом сотрудничества двигателестроительных фирм «Роллс-Ройс» (Великобритания) и «Снекма» (Франция).

Первый опытный самолет «Конкорд»

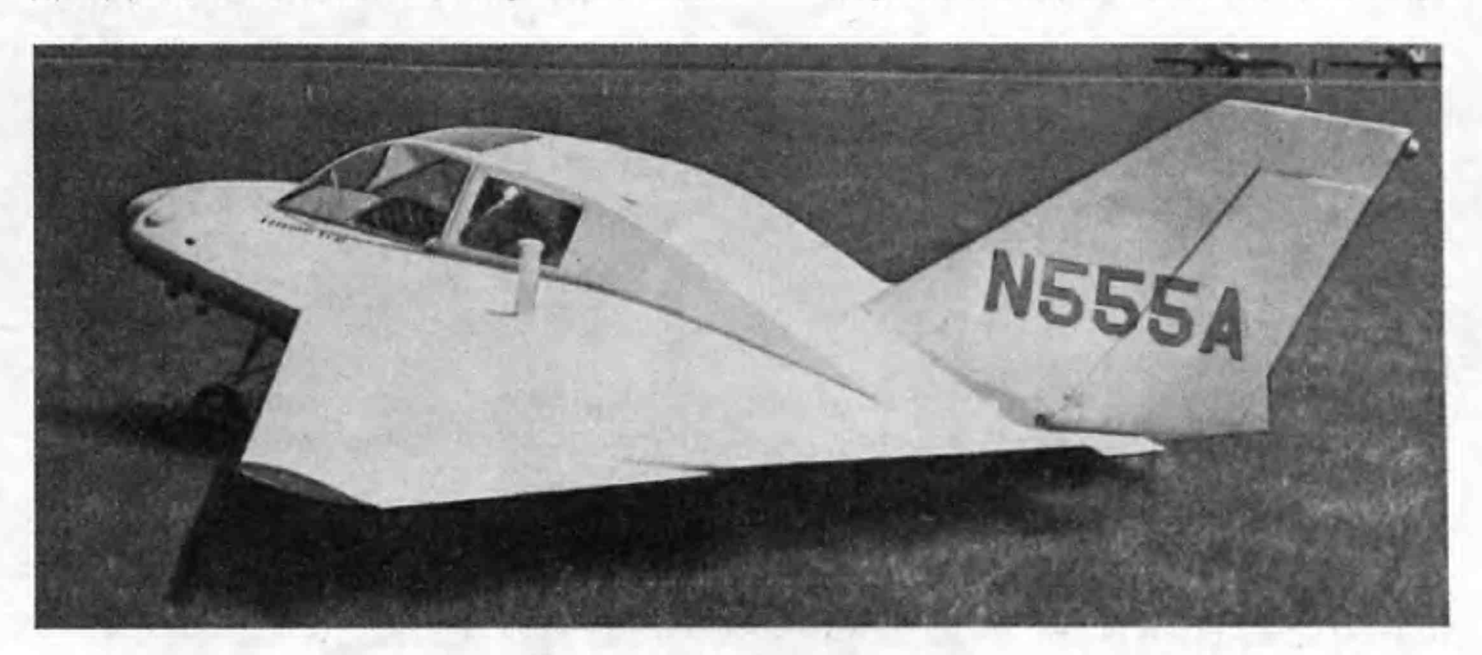


Рис. 4.15. Самолет Д. Дайка «Дайк Дельта». Его название не совсем соответствует схеме: крыло имеет скорее трапециевидную форму.

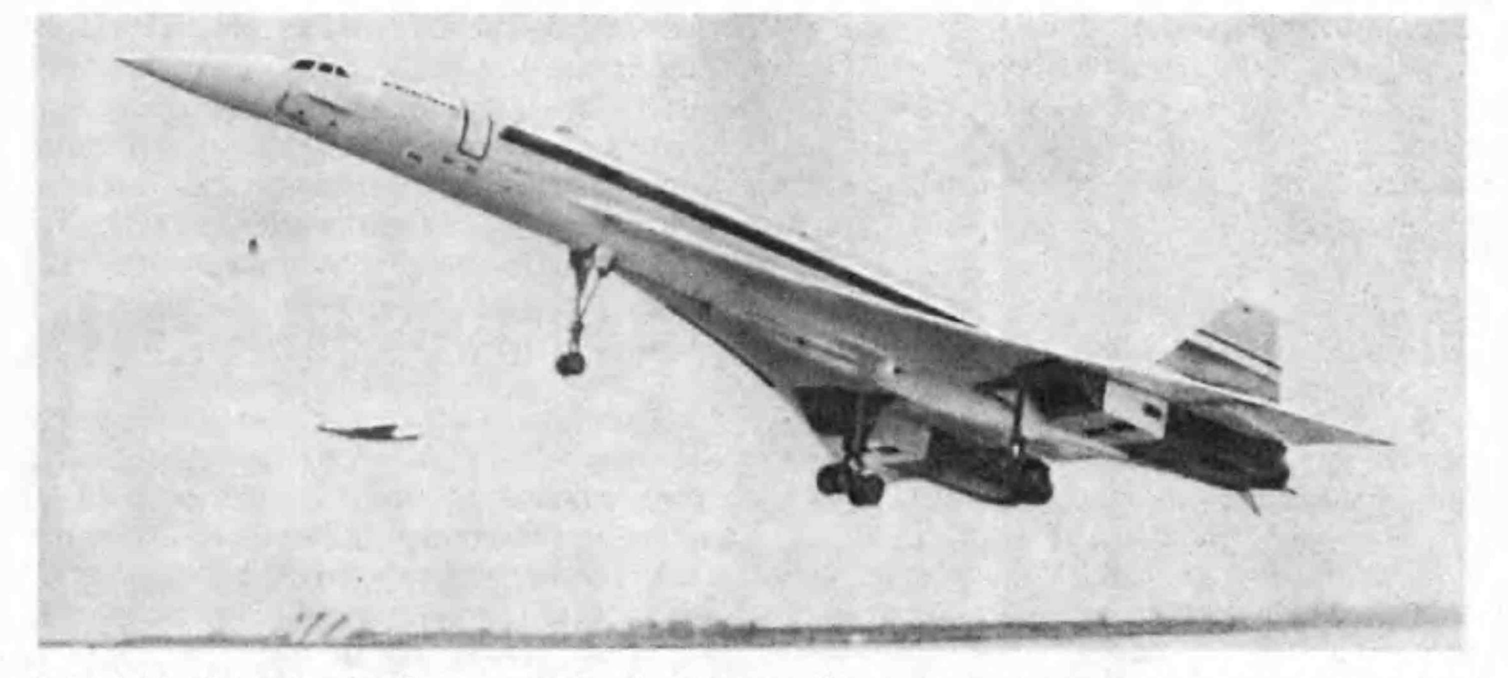


Рис. 4.16. Сверхзвуковой пассажирский самолет «Конкорд» с удлинением крыла меньше 1,0 (корневая хорда несколько превышает размах крыла).

(рис. 4.16) совершил первый полет 2 марта 1969 г., однако пальма первенства по выполнению полетов на таких самолетах принадлежит близкому по схеме советскому самолету Ту-144, впервые вылетевшему 31 декабря 1968 г. Ту-144 был передан в эксплуатацию 25 октября 1975 г. Столь значительный временной разрыв между первым вылетом опытного самолета и передачей серийной машины в эксплуатацию является показателем огромного объема доводочных работ, требуемых для столь сложного самолета.

Коммерческая трансатлантическая эксплуатация серийных самолетов «Конкорд» была официально открыта 24 мая 1976 г. К числу эксплуатационных недостатков самолетов этого типа следует отнести ограничение полетов на сверхзвуковых скоростях: мощный акустический удар, возникающий при сверхзвуковом полете, считается недопустимым для заселенных территорий, поэтому полный потенциал использования сверхзвуковых пассажирских самолетов довольно трудно реализовать.

«Конкорд» способен перевозить до 128 пассажиров при крейсерской скорости полета, соответствующей M = 2,04 на высоте 15 600 м. Всего было построено 16 самолетов «Конкорд». Энергетический кризис 1970-х гг. и запреты на полеты и посадку сверхзвуковых пассажирских самолетов привели к тому, что эксплуатация этих машин существенно ограничена.

Основные данные («Конкорд»): размах крыла 25,57 м; площадь крыла 358,6 м^2; взлетная масса 185 000 кг.

SR-71 «БЛЭКБЕРД» ФИРМЫ «ЛОКХИД»

Этот наиболее типичный самолет с треугольным крылом обладал самыми высокими летно-техническими характеристиками среди машин своего класса. SR-71 способен летать со скоростью 3530 км/ч ($M > 3$) и достигать высоты 25900 м (рис. 4.17). Номер «71» является номером из семейства самолетов серии «В». Буквой В ВВС США традиционно обозначают бомбардировщики, а буквы SR обозначают «стратегический разведчик». Самолет поступил на вооружение в 1966 г. Было построено несколько модификаций истребительного назначения. Эти самолеты получили обозначение F-12A (буква F в ВВС США обозначает «истребители», причем нумерация самолетов-истребителей началась снова после постройки F-111; новая нумерация бомбардировщиков началась после постройки В-87).

Более 90% конструкции планера SR-71 изготовлено из титановых сплавов, так как

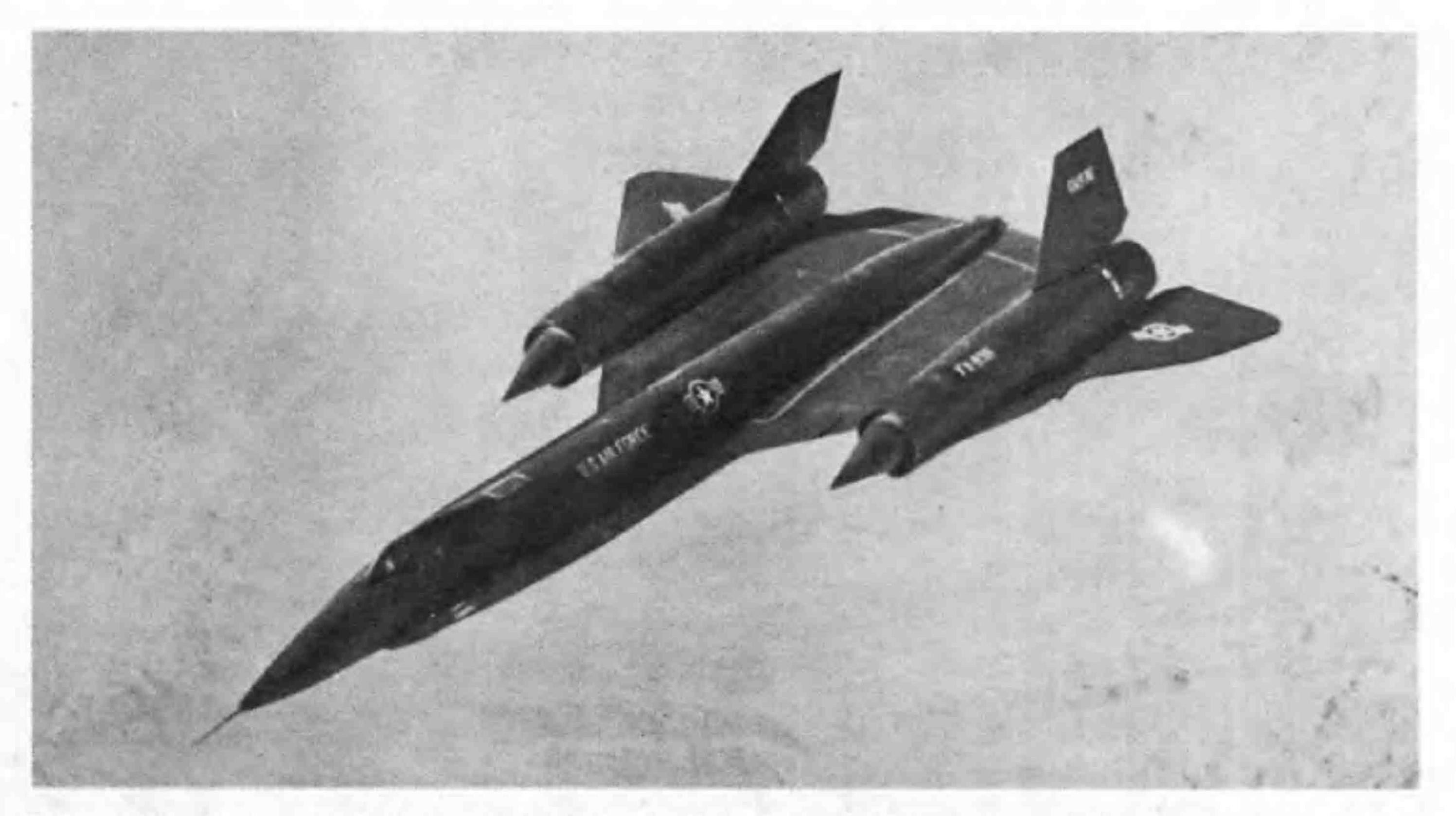


Рис. 4.17. Американский самолет SR-71 фирмы «Локхид», получивший название «Блэкберд»,– один из самых скоростных и высотных самолетов в мире на протяжении многих лет. Отметим сложную форму кромки крыла и наклон килей вертикального оперения.

аэродинамический нагрев при полете с большими скоростями приводит к повышению температуры обшивки до ~ 650°C. Для частичного охлаждения конструкции за счет излучения самолет выкрашен в черный цвет. Отсюда появилось неофициальное название этого самолета «Блэкберд» («Черный дрозд»). SR-71 до сих пор находится на вооружении, несмотря на свой «преклонный возраст».[1)]

Основные данные (из открытой печати): силовая установка – 2 двигателя J-58 фирмы «Пратт-Уитни» (тяга 147 кН); размах крыла 16,95 м; длина самолета 32,76 м; практический потолок более 24 400 м.

[1)] В 1990 г. министерством обороны США принято решение о снятии самолетов SR-71 с вооружения ВВС.– *Прим. ред.*

Глава 5
Несущий винт

Если говорить об отдельном агрегате, который более, чем какие-либо другие, способен сделать летательный аппарат необычным, так это несущий винт. Схема такого устройства, принцип действия которого первоначально представляли как движение посредством «ввинчивания в воздушную среду», была разработана Леонардо да Винчи около 1500 г. (рис. 5.1). Однако, подобно другим идеям механического полета, потребовалось несколько столетий для появления необходимой для ее реализации технической базы.

Первые потенциально работоспособные конфигурации вертолета появились в 1907–1909 гг., после чего начинает развиваться экспериментальное вертолетостроение. В следующие десятилетия лишь очень небольшому числу экспериментальных вертолетов удавалось оторваться от земли и на непродолжительное время зависать в воздухе. Вплоть до 1937 г. ни одному из построенных вертолетов не удалось преодолеть влияние земли или совершить действительно управляемый полет[1]. Появление в 1940 г. принципиально нового проекта вертолета VS-300 Игоря Сикорского (который начал работать над вертолетами в 1907 г.), дало толчок быстрому развитию этого направления авиационной техники. В настоящее время вертолеты различных конфигураций стали широко распространенными летательными аппаратами.

ДОСТОИНСТВА

Основным достоинством несущего винта является то, что он создает подъемную силу, которая не зависит от поступательного движения летательного аппарата. Величина мощности на единицу массы (тяговооруженность) для вертолета остается приблизительно такой же, как и для обычного самолета. Удельная нагрузка на крыло вертолета не определяется площадью

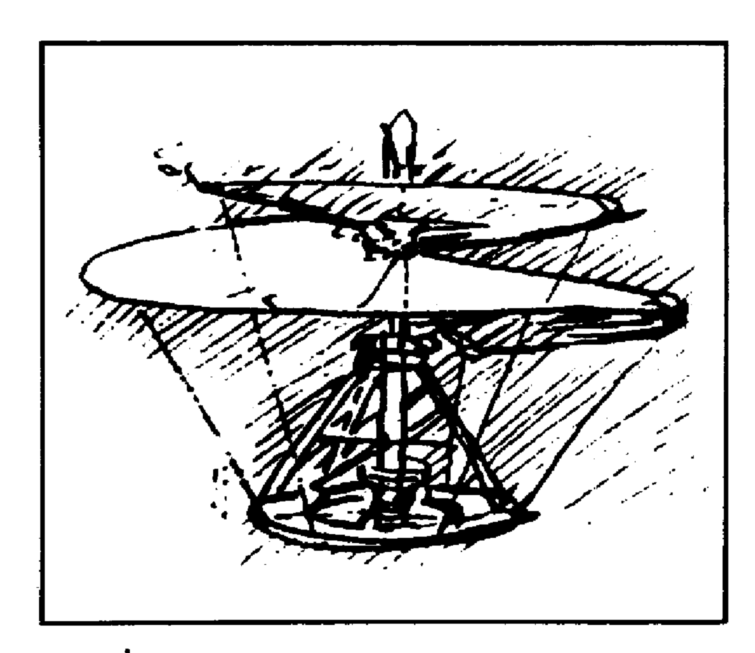


Рис. 5.1. Эскиз вертолета Леонардо да Винчи (около 1500 г.).

[1] В СССР первым вертолетом, преодолевшим «влияние» земли, следует считать аппарат Черемухина, поднявшийся в 1930 г. в свободном полете на высоту 605 м.– *Прим. ред.*

крыла (роль которого в данном случае играют лопасти) и зависит от удельной нагрузки на ометаемую винтом площадь. Эта величина равна массе летательного аппарата, отнесенной к площади, ометаемой винтом.

Следующим важным достоинством вертолета является его способность неподвижно висеть над выбранной точкой местности, что имеет важное значение при наблюдении, загрузке или разгрузке в таких местах, где самолеты не могут совершать посадку и т. п. О специфике применения вертолетов можно написать целые книги.

Не требуя поступательной скорости на взлете и некоторых режимах полета, вертолет обычно не имеет крыла и поверхностей управления. Управление полетом осуществляется при помощи несущего винта или нескольких винтов, которые отклоняются в требуемом направлении по командам пилота.

НЕДОСТАТКИ

Как и при любом специализированном применении, достоинства несущего винта сопровождаются существенными недостатками. Основным недостатком винта являются сложность его конструкции и, следовательно, высокая стоимость разработки и эксплуатации. Несущий винт вертолета не связан непосредственно с двигателем, как это имеет место у самолетов, а приводится через сложную систему редукторов и валов. Лопасти винта крепятся к валу с помощью сложного шарнира, обеспечивающего свободное движение ротора относительно вала в вертикальном, боковом и осевом направлениях для изменения шага.

Ресурс основных подвижных узлов вертолета значительно меньше, чем у аналогичных узлов самолетов. Стоимость 1 ч эксплуатации вертолета настолько высока, что небольшие коммерческие вертолеты обычно доставляются к месту работы со своих баз при помощи грузовиков, а не перегоняются по воздуху.

Другим специфическим недостатком вертолетов, с которым столкнулись уже первые разработчики, является тенденция фюзеляжа вращаться (в схеме с одним несущим винтом). Для парирования этого эффекта уже на первых экспериментальных вертолетах использовалось четное число винтов с противоположным направлением вращения.

Конструктивно решить эту проблему можно двумя путями: применением двух расположенных на некотором расстоянии несущих винтов с противоположным направлением вращения (иногда они располагаются с взаимным перекрытием или зазором) или противоположным вращением двух винтов, расположенных на одной оси (соосная схема). Недостатками обеих схем являются повышенные масса, стоимость и сложность конструкции.

Эта проблема оригинально была решена в вертолете Сикорского, построенном по схеме с одним несущим винтом, на котором он применил хвостовой рулевой винт с регулируемым шагом и поперечной горизонтальной осью, отклоняемой по тангажу относительно нейтрального положения. При этом винт работал подобно рулю направления самолета, создавая знакопеременную силу, которая не только парировала момент разворота корпуса вертолета, но и обеспечивала путевое управление. Основным недостатком схемы вертолета с хвостовым винтом является отдача части мощности силовой установки рулевому винту, тогда как на вертолетах с несколькими несущими винтами вся располагаемая мощность силовой установки расходуется на создание подъемной силы.

АВТОЖИР: БОКОВАЯ ЛИНИЯ РАЗВИТИЯ

Все разработанные до 1920 г. экспериментальные вертолеты не были достаточно эффективными. Некоторые важные усовершенствования были реализованы в рамках другой группы летательных аппаратов с несущим винтом, получивших название «автожир».

В 1922 г. испанский конструктор Хуан де Сьерва объединил несущий винт вертолетного типа с фюзеляжем обычного самолета, использовав вместо стандартного крыла несущий винт. Винт не был жестко связан с двигателем, и его вращение ини-

цировалось набегающим потоком при запуске вручную или при пробежке по земле. После этого винт продолжал вращаться в потоке воздуха. Впоследствии для облегчения раскрутки винта перед взлетом был создан специальный привод от двигателя, который затем использовался для ускорения вращения винта. После отключения двигателя шаг лопастей винта можно было увеличить и использовать избыточную мощность для «подскока» автожира в воздух. Однако автожир, в отличие от вертолета, не в состоянии зависать над местом взлета и должен для продолжения полета сразу же использовать тягу обычного тянущего винта.

Первые образцы автожиров имели рудиментарное крыло с элеронами для управления по крену; последние конструкции автожиров уже не имели крыла и элеронов.

Автожир не взлетает вертикально, однако он в состоянии быстрее набирать высоту по сравнению с самолетом эквивалентных размеров и такой же тяговооруженностью. Кроме того, он может садиться почти вертикально; при этом несущий винт работает в режиме парашютирования. Это явление получило наименование авторотации. В природе существует аналогия авторотации: семена клена представляют собой однолопастный несущий винт с высокой частотой вращения относительно центра масс при падении, создающий достаточно большую подъемную силу для существенного торможения при снижении. Благодаря замедленной скорости снижения ветер может далеко отнести семя. Набегающий снизу поток заставляет винт вращаться даже при очень небольшом угле закрутки, создавая подъемную силу.

Автожир был полностью вытеснен в гражданской и военной авиации вертолетом и сохранился до наших дней только в качестве летательного аппарата для развлечений любителей воздухоплавания. Однако в истории авиации он имел огромное значение, так как с ним связаны идеи изменяемого шага винта и лопасти с изменяемым углом установки, а также общая компоновка и аэродинамическая схема, которые позволили успешно разработать вертолет. Фактически он указал другим изобретателям дальнейшее направление развития вертолетов.

ВЕРТОЛЕТ НА ПРИВЯЗИ КАРМАНА–ПЕТРОЧИ

Первым вертолетом, которому удалось осуществить продолжительный полет и подъем на высоту больше нескольких метров, был построенный в 1916 г. австрийским лейтенантом Стефаном фон Петрочи в сотрудничестве с профессором Теодором

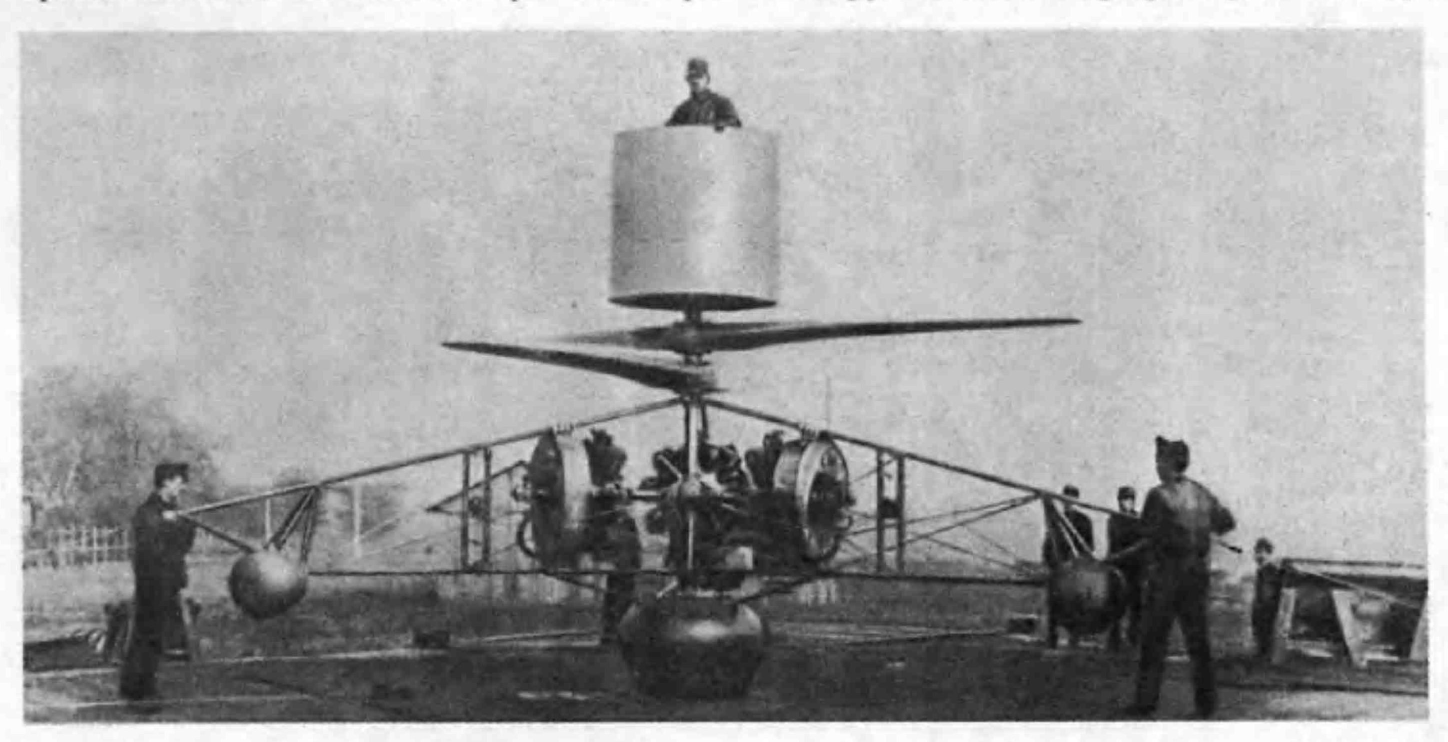


Рис. 5.2. Австрийский вертолет с соосными жесткими винтами Кармана–Петрочи (1916 г.).

фон Карманом аппарат для замены наблюдательных воздушных шаров, которые использовались в австрийской армии.

Вертолет имел три авиационных ротативных двигателя мощностью 120 л. с. (88,2 кВт), которые устанавливались в трубчатой раме и приводили в движение соосные винты диаметром 2,4 м. Винты были похожи на стандартные деревянные пропеллеры самолета, установленные в вертикальном положении. Общий вид вертолета Кармана – Петрочи показан на рис. 5.2. Он не был летательным аппаратом в строгом смысле слова, однако, используя принцип прямой подъемной силы, он мог зависать в воздухе, для чего, собственно, и был создан.

Этот вертолет не имел путевого управления и не обладал достаточной устойчивостью. И хотя он мог подниматься на несколько сот футов, его положение фиксировалось лишь при помощи трех специальных тросов.

Наблюдатель располагался в цилиндрической корзине, установленной над винтом на его валу, что было очень ненадежно и исключало возможность спасения летчика при помощи парашюта, которая существовала бы при подвеске корзины по типу воздушного шара. Вместо этого предусматривалось спасение при помощи парашюта аппарата в целом.

При спуске аппарат подтягивался к земле посредством трех тросов, подобно воздушному шару, сохраняя при этом вертикальную подъемную силу (эта процедура была впоследствии использована для посадки морских вертолетов на палубу при сильной качке).

Вертолет Кармана – Петрочи не вышел из стадии экспериментов и потерпел катастрофу при выполнении 15-го полета.

ВЕРТОЛЕТ Г. БЕРЛИНЕРА

Генри А. Берлинер оставил заметный след в истории техники как первый американский конструктор вертолетов. Для полетов он приспособил существующую конструкцию – самолет «Ньюпорт 21» времен первой мировой войны (вариант знаменитой боевой модели «Ньюпорт 17» с двигателем мощностью 80 л. с. (58,9 кВт), использовавшейся на последнем этапе под-

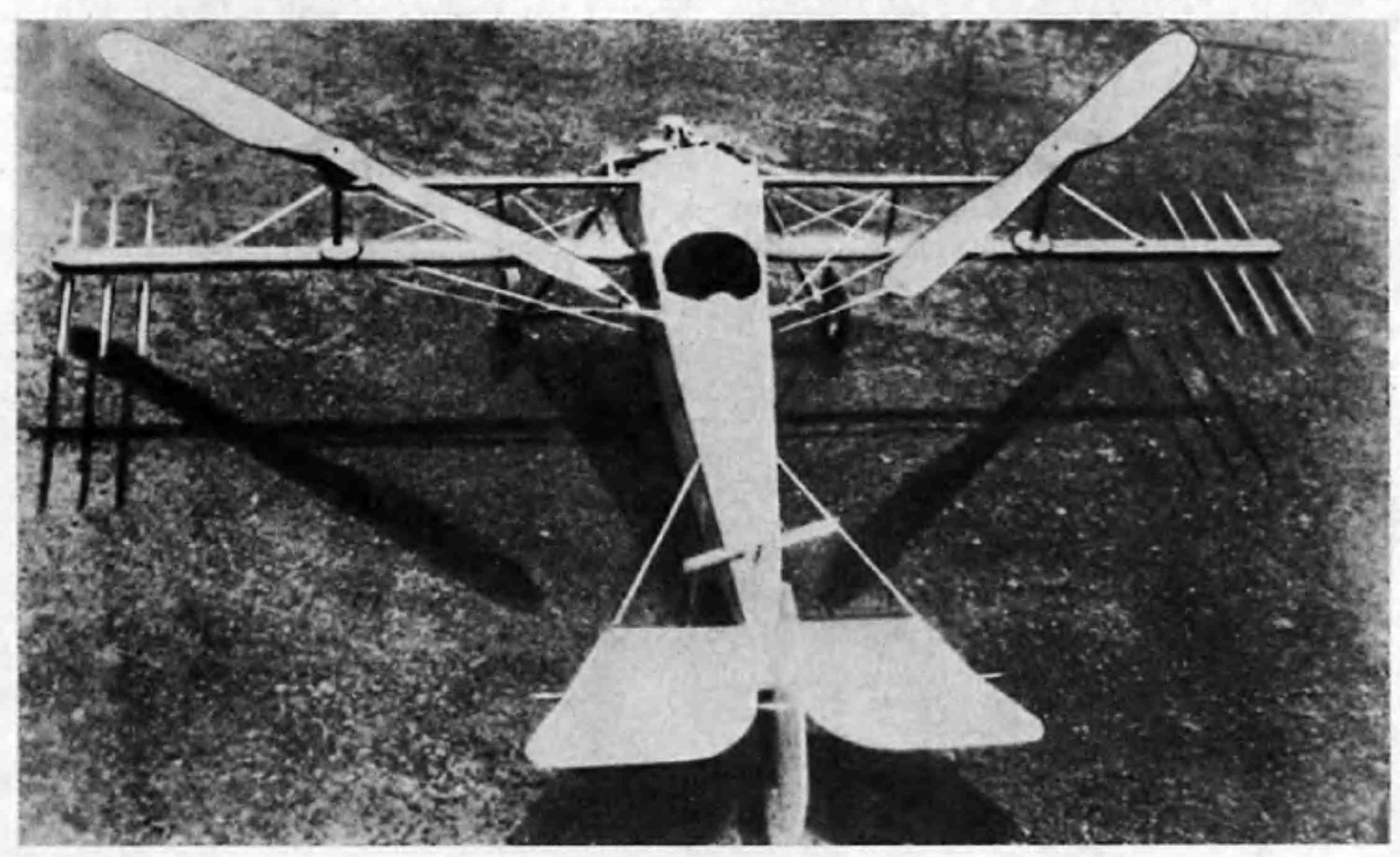


Рис. 5.3. Американский вертолет «Берлинер» (1922 г.), созданный на базе стандартного самолета «Ньюпор 21».

готовки летного состава).

В период с 1921 по 1924 гг. Берлинер опробовал различные варианты компоновки двухлопастных жестких винтов носового двигателя с приводом посредством валов и редукторов. На показанном (рис. 5.3) варианте вертолета установленные под каждым винтом продольные лопатки использовались для частичного путевого управления за счет отклонения потока, сходящего с несущего винта. Это была перспективная концепция, эффективная реализация которой стала возможной лишь после появления конвертопланов с вертикальным взлетом в 1960-х гг.

Другой важной особенностью вертолета Берлинера было применение небольшого винта вертикальной тяги, устанавливавшегося непосредственно перед хвостовым оперением и используемого для управления по тангажу.

Вертолет Берлинера выполнил большое число подскоков с земли, однако дальше таких экспериментов дело не пошло, и конструктор вернулся к более традиционным подходам к проектированию летательных аппаратов. Его вертолет хранится в Национальном музее авиации и космонавтики США.

ВЕРТОЛЕТ Г. ДЕ БОТЕЗАТА

Одним из наиболее совершенных американских проектов вертолетов, разработанных при официальной поддержке и финансировании вертолетостроения, был четырехвинтовой вертолет Георга де Ботезата, румына по происхождению. Его теоретические разработки показались достаточно убедительными, чтобы авиационная служба Армии США выделила 20 000 долл. на проектирование и постройку его вертолета в армейских мастерских в Маккук-Филде (г. Дейтон, шт. Огайо).

Вертолет де Ботезата выполнен в форме крестообразной рамы из стальных труб с одним несущим винтом диаметром 7,6 м на каждом конце рамы и одним двигателем мощностью 190 л.с. (139,6 кВт) в центре (рис. 5.4).

Считалось, что благодаря схеме с четырьмя несущими винтами вертолет будет обладать устойчивостью по тангажу и крену. Конструкция несущих винтов отличалась одной перспективной особенностью – лопасти имели механизм изменения шага, так что каждый винт допускал регулирование по величине подъемной силы. Хотя при взлетной массе 1630 кг вертолет обладал недостаточной тяговооруженностью и ему удалось всего несколько раз оторваться от земли, 21 февраля 1923 года на нем был установлен рекорд висения, равный 2 мин 24 с. Однако вертолету ни разу не удалось перейти в режим горизонтального полета вперед или вбок. Армия отказалась от дальнейшего финансирования разработок, и проект был оставлен.

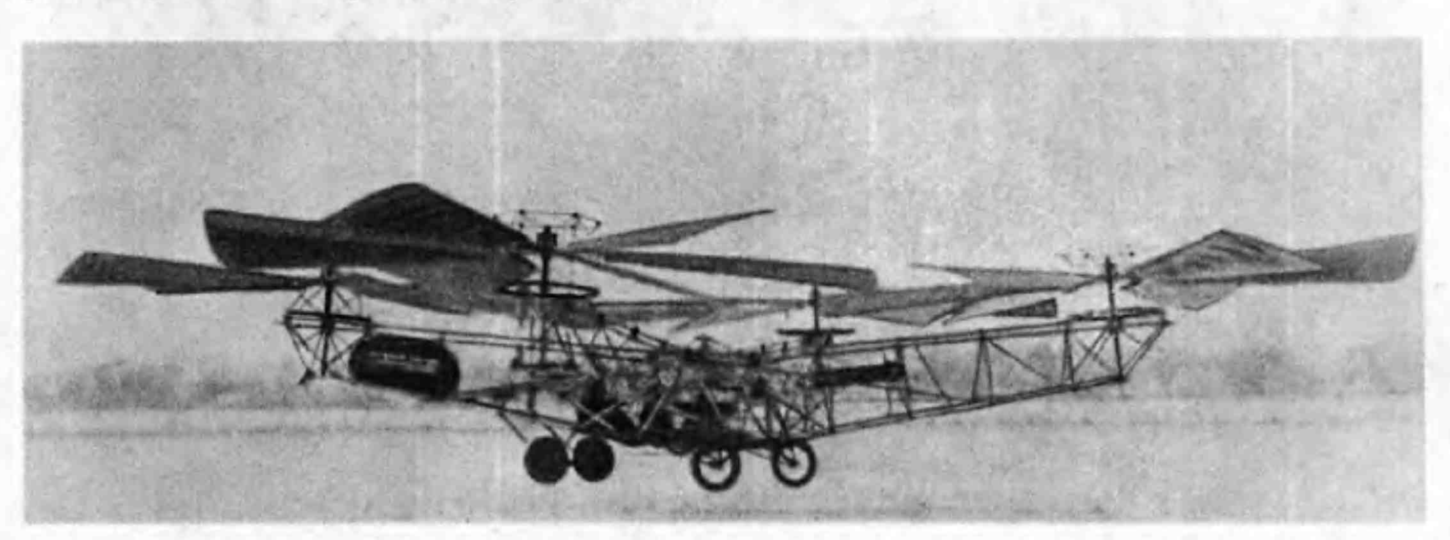


Рис. 5.4. Четырехроторный вертолет румынского авиаконструктора Георга де Ботезата, построенный в 1922 г. для ВВС США.

ВЕРТОЛЕТ БЛИКЕРА И ФИРМЫ «КЕРТИСС»

Одной из наиболее радикальных попыток устранить тенденцию к вращению фюзеляжа вертолета с одним несущим винтом является проект Мейтланда Б. Бликера. В 1929 г. он заключил соглашение с корпорацией «Кертисс-Райт» о финансировании и постройке вертолета собственной конструкции.

По схеме это был вертолет с одним несущим винтом и одним двигателем фирмы «Пратт-Уитни» мощностью 420 л.с. (309 кВт), расположенным в напоминавшем гондолу фюзеляже, а практически он представлял собой сочетание четырех одинаковых летательных аппаратов, поворачивающихся относительно общей центральной точки на правых консолях крыльев. Каждая лопасть винта имела крылообразную несущую поверхность с горизонтально отклоняющимися поверхностями для управления углом атаки и четырехлопастный винт для создания поступательного движения. Этот летательный аппарат (рис. 5.5) обладал самой большой величиной отношения массы несущего винта к взлетной массе среди всех построенных вертолетов.

Вертолет Кертисс-Бликера никогда не летал. После нескольких гонок на земле и взлета на привязи на аэродроме фирмы «Кертисс» в Нью-Йорке произошла поломка приводного редуктора. В связи с мировым экономическим кризисом и снижением интереса к вертолетам работы над этим проектом были прекращены.

ВЕРТОЛЕТ FW61 «ФОККЕ-АХГЕЛИС»

Проект вертолета FW61 «Фокке-Ахгелис» был разработан в 1936 г. немецким конструктором Генрихом Фокке под влиянием идей американского конструктора Берлинера, как минимум, в двух принципиальных отношениях. Во-первых, Фокке использовал фюзеляж и двигатель существующего самолета (учебного биплана FW44 «Штиглиц» фирмы «Фокке-Вулф», который был оборудован двумя вынесенными несущими винтами. Как и на вертолете Берлинера, двигатель Сименса SH-14A мощностью 160 л.с. (118 кВт) был установлен в носовой части (рис. 5.6). Малоразмерный винт был оставлен только для охлаждения двигателя, однако благодаря такой конструкции многие считали этот аппарат скорее автожиром, чем вертолетом (Берлинер применил ротативный двигатель с воздушным охлаждением в процессе работы).

Основное преимущество FW61 перед вертолетом Берлинера заключалось в применении более совершенного несущего винта типа того, который использовал Сьерва на своем автожире. Фокке был хорошо знаком с этой техникой, так как строил по лицензии автожиры «Сьерва» С-19 и С-30.



Рис. 5.5. Вертолет «Кертисс-Бликер» (1930 г.), на каждой лопасти ротора которого устанавливался воздушный винт для исключения передачи крутящего момента на фюзеляж.



Рис. 5.6. Немецкий вертолет FW61 фирмы «Фокке-Ахелис» (1936 г.), один из наиболее удачных вертолетов того времени.

Для обеспечения управления по крену и в боковом движении несущие винты имели автономную регулировку. FW61 был первым вертолетом с механизмом отсоединения от двигателя, способным совершать посадку в режиме авторотации.

Конструкция вертолета FW61 с самого начала оказалась удачной. Этот вертолет почти сразу стал устанавливать мировые рекорды продолжительности высоты и дальности полета. Одна из наиболее впечатляющих демонстраций его управляемости состоялась в апреле 1938 года, когда летчица Ханна Райч летала на нем в крытом стадионе «Дойчландхалле».

ВЕРТОЛЕТ СИКОРСКОГО VS-300

Сыгравший наиболее важную роль в вертолетостроении летательный аппарат VS-300 был построен И. Сикорским в 1939 г. Справедливо утверждается, что до появления этого вертолета промышленное вертолетостроение отсутствовало.

Внешне неуклюжий VS-300 (рис. 5.7) был создан русским конструктором Игорем Сикорским, который занялся вертолетами в 1907 г. (после первой мировой войны он эмигрировал в США и организовал там корпорацию «Сикорски эркрафт», получившую известность своими амфибиями и трансатлантическими летающими лодками). Обозначение VS-300 не было номером очередной модели Сикорского, так как в 1939 г. это был сорок третий построенный им летательный аппарат. Обозначение VS происходит от начальных букв фирмы «Воут-Сикорски», образовавшейся в результате слияния фирм «Чанс Воут эркрафт» и «Сикорски», входящих в корпорацию «Юнайтед эркрафт». (Номер 300 соответствует порядковому номеру проектов фирмы «Воут», а не «Сикорски».)

Основной предпосылкой успеха проекта VS-300 было применение хвостовых несущих винтов с регулируемым шагом для парирования вращающего момента и осуществления путевого управления. На пер-



Рис. 5.7. Один из первых вариантов американских вертолетов серии VS-300 (фирма «Сикорски»), которые произвели революцию в вертолетостроении в конце 1930-х гг.

вый взгляд, такая система отличается сложностью, так как для управления по тангажу использовались также два дополнительных винта с вертикальным расположением осей. После трех лет интенсивных опытно-конструкторских работ конструкция вертолета была усовершенствована до такой степени, что для управления был достаточен один хвостовой винт. Эта компоновка – один основной несущий винт над центром масс вертолета, один рулевой винт в хвостовой части и силовая установка в центре масс – стала стандартной для всех последующих вертолетов Сикорского.

51-летний Сикорский лично провел все летные испытания вертолета VS-300 с двигателем мощностью 75 л. с. (55 кВт) (впоследствии заменен на двигатели мощностью 150 л. с. – 110 кВт), побил мировой рекорд продолжительности полета и продемонстрировал невиданную для вертолетов маневренность. Полеты на VS-300 были прекращены в 1943 году, и Сикорский сам перегнал его со своего завода в Бриджпорте (шт. Коннектикут) в музей Форда в Дирборне (шт. Мичиган), где вертолет находится в постоянной экспозиции.

Под впечатлением успеха VS-300 Армия США немедленно заказала для испытаний усовершенствованную модель YR-4 с двигателем мощностью 165 л. с. (121,4 кВт) (буква R соответствует обозначению «Роторкрафт» в Армии США). После этого были заказаны для испытаний 30 вертолетов типа YR-4A и B. За ними последовали 100 вертолетов R-4B с двигателем мощностью 200 л. с. (147 кВт). ВМС заказали 25 вертолетов типа HNS-1 (H – вертолет, N – учебно-тренировочный, S – Сикорский), большая часть которых была модифицирована из армейских вертолетов R-4B (рис. 5.8). Однако дальнейшее серийное производство было прекращено, так как усовершенствованные модификации были разработаны очень быстро, и модель вертолета R-4 (обозначение было изменено на «H» в 1943 г.) устарела уже к моменту их поставки.

Рис. 5.8. Вертолет R-4-HNS-1, зависший над посадочной платформой.

«БЕЛЛ» 47

Вскоре после окончания второй мировой войны фирма «Белл эркрафт», находившаяся в то время в Буффало (шт. Нью-Йорк), начала выпускать 47-ю модель – небольшой двухместный многофункциональный вертолет. На нем был установлен один хвостовой винт, подобный винту вертолетов VS-300 (последней модификации) Сикорского и R-4 (рис. 5.9). В этом отношении он стал типовым по конфигурации для всех последующих серийных вертолетов, независимо от габаритов, типа и числа двигателей. Правда, на этой модели был использован двухлопастный несущий винт со ста-



Рис. 5.9. YH-13H фирмы «Белл» (армейский вариант гражданского вертолета «модель 47»). На снимке запечатлен момент смены экипажа в процессе рекордного по продолжительности полета (57 ч), выполненного в 1956 г. Отметим убранное колесное шасси над полозьями основного.



Рис. 5.10. Вертолет HTL-1 с четырехколесным шасси – один из вариантов вертолета «модель 47» фирмы «Белл», использовавшихся авиацией ВМС США.

билизирующим стержнем (конструкция фирмы «Белл»), тогда как на других вертолетах применялись трех- и четырехлопастные несущие винты. Универсальность модели «Белл» 47 в сочетании с небольшими габаритами и относительно низкой стоимостью сделали ее очень популярной в США. Для армии и ВВС было закуплено больше 2000 вертолетов типа Н-13, а для ВМС – 178 вертолетов HTL (Н – вертолет, Т – учебно-тренировочный, L – фирма «Белл») и 31 HUL (U – вспомогательный).

Модель «Белл» 47 серийно выпускалась в течение 28 лет и эволюционировала от двухместной модификации ферменной конструкции из стальных труб с двигателем мощностью 175 л. с. (129 кВт) до четырехместной модификации с алюминиевым корпусом и двигателем мощностью 250 л. с. (184 кВт) (рис. 5.10 и 5.11). Всего фирмой «Белл», а также (по лицензиям) английскими, итальянскими и японскими фирмами было построено свыше 500 экземпляров таких вертолетов.



Рис. 5.11. Рассчитанная на перевозку трех пассажиров «модель 47» фирмы «Белл» со значительно измененной конструкцией фюзеляжа. Использовались как личные вертолеты президента США.

ДВУХВИНТОВЫЕ ВЕРТОЛЕТЫ ПРОДОЛЬНОЙ СХЕМЫ ФИРМЫ «ПЯСЕЦКИ/ВЕРТОЛ»

Серия HRP

Идея применения двух последовательно расположенных несущих винтов восходит к французскому вертолету конструкции Корню, который совершил в 1907 г. 20-секундный подскок. После этого двухвинтовыми вертолетами с продольным расположением винтов перестали заниматься до тех пор, пока к этой схеме не обратился американский конструктор польского происхождения Ф. Пясецкий. Он совершил свой первый полет на одновинтовом вертолете PV-1 в апреле 1943 года и вскоре оценил перспективность двухвинтовой продольной схемы. В 1944 г. он заключил с ВМС США контракт на постройку двухвинтовой модели PV-3. Она совершила первый полет в марте 1945 года, после чего ВМС США заказали еще два экспериментальных вертолета XHRP-1 (X – экспериментальный, HR – транспортный вертолет, P – Пясецкий, 1 – первая модификация в соответствии с принятой в то время в ВМС США системой обозначений). Первые десять серийных вертолетов HRP-1 начали полеты в августе 1947 года. Транспортный вертолет HRP-1 показан на рис. 5.12.

На этом вертолете был установлен один радиальный двигатель воздушного охлаждения фирмы «Пратт-Уитни» мощностью 600 л. с. (442 кВт) с двумя несущими винтами диаметром 12,5 м, которые приводились в движение через систему валов и редукторов. Взлетная масса вертолета составляла 3630 кг. Таким образом, это был самый тяжелый американский вертолет, а также первый серийный вертолет с двухвинтовой продольной схемой расположения несущих винтов.

Успех вертолетов модели HRP-1, построенных в количестве 20 штук, привел к заказу на усовершенствованную модификацию HRP-2 с полумонококовым алюминиевым фюзеляжем и аналогичной ему модели H-21 для Армии и ВВС США (H – обозначение вертолета в системе условных обозначений Армии и ВВС).

«Вертол» 107

В 1956 г. фирма «Пясецки» была реорганизована и получила наименование «Вертол» (сокращение от английского «вертикальный взлет и посадка»). Кроме продолжения работ над военными вертолетами, фирма «Вертол» разработала также коммерческую модель вертолета типа 44 с двигателем «Циклон» фирмы «Райт» мощностью 1150 л. с. (846 кВт). Для уменьшения длины фюзеляжа Пясецкий установил задний несущий винт на пилоне таким образом, что он оказался выше переднего, что позволило создать значительное перекрытие между винтами. Серийное производство этой модели было непродолжительным, так как была разработана усовершенство-



Рис. 5.12. Транспортный вертолет HRP-1 конструкции Пясецкого авиации ВМС США с тандемными роторами.



Рис. 5.13. Вертолет ВВС Канады «Вертол» 107 демонстрирует возможность загрузки на плаву через кормовой люк.

ванная «модель 107» с высокой тяговооруженностью, которую обеспечивало применение ГТД, вращающих приводные валы винта. На этой модели были установлены два ГТД Т-53 мощностью 860 л. с. (633 кВт) фирмы «Лайкоминг». Первый полет 25-местного пассажирского вертолета 107-й модели с экипажем из трех человек состоялся 22 апреля 1958 года. Последующие модификации этой модели до сих пор выпускаются фирмой «Вертол» (с 1960 г. отделение фирмы «Боинг») и строятся по лицензии за пределами США.

На вооружении армии, флота и ВВС США, а также ряда других государств находятся несколько сот военных модификаций вертолета моделей 107 и СН-46 «Си кинг» (рис. 5.13). Более широко выпускался вертолет СН-1В «Чинук», разработанный в 1961 г. (в 1962 г. переименованный в СН-47А). Вначале на нем были установлены два ГТД Т-55 мощностью 2200 л. с. (1619 кВт) фирмы «Лайкоминг», которые были затем заменены двигателями Т-55 мощностью 3750 л. с. (2760 кВт) (рис. 5.14). Взлетная масса действующей модификации СН-47 (разработана в 1983 г.) составляет 22 680 кг.

ВЕРТОЛЕТЫ С ПЕРЕКРЕЩИВАЮЩИМИСЯ ВИНТАМИ ФИРМЫ «КАМАН»

Другой подход к проектированию двухвинтовых вертолетов был использован фирмой «Каман эркрафт» (г. Виндзор-Рокс, шт. Коннектикут). Для устранения таких недостатков, как большой размах несущих винтов в схеме с поперечным расположением винтов, большая длина аппарата в схеме с продольным расположением несущих винтов и конструктивная сложность вертолета с соосным расположением несущих винтов, Каман разместил два винта на наклонных валах близко друг от друга и с перекрещиванием лопастей. Вертолет Камана показан на рис. 5.15. Если бы валы не



Рис. 5.14. Вертолет армии США CH-47A «Чинук» фирмы «Вертол» с задним ротором, установленным на более высоком пилоне.

были наклонены (это обеспечивает вращение винтов в различных плоскостях и исключает взаимное зацепление), их пришлось бы устанавливать на расстоянии больше диаметра винта. Впервые наклонная установка валов винтов была применена в Германии Флеттнером во время второй мировой войны, но Каман усовершенствовал эту схему и довел ее до серийного производства.

После проведения летных испытаний и постройки моделей вертолетов с поршневыми двигателями Каман с 1950 года начал получать крупные заказы от ВМС и ВВС США на последующие модели с двигателем мощностью 860 л. с. (633 кВт) фирмы «Лайкоминг». 211 вертолетов для ВВС получили наименование H-43, а 107 машин для ВМС – НОК (83 шт.) и HUK (24 шт.).

Рис. 5.15. Вертолет авиации ВМС США фирмы «Каман» демонстрирует действия по спасению на море (1958 г.).



Рис. 5.16. Автор этой книги демонстрирует малые размеры двухместного вертолета армии США YH-32 фирмы «Хиллер» (1956 г.).

ВЕРТОЛЕТЫ ХИЛЛЕРА С РЕАКТИВНЫМ НЕСУЩИМ ВИНТОМ НА ПВРД

Другая схема одновинтового вертолета с парированием момента разворота фюзеляжа была опробована фирмой «Хиллер геликоптерс» (Пало-Альто, шт. Калифорния). Вертолеты этого типа (рис. 5.16) выпускались с 1952 г. в виде двухместных «Хорнетов».

Для привода двухлопастных несущих винтов использовались ПВРД (тяга 17 даН) фирмы «Хиллер», устанавливавшиеся на концах лопастей. Топливо подавалось в двигатель через втулку винта. Так как для запуска ПВРД требуется высокая скорость набегающего потока, необходимо обеспечивать предварительную раскрутку винта от другого источника энергии до включения основного двигателя.

Кроме экспериментальной коммерческой модели вертолета, фирма «Хиллер» построила 17 военных моделей: 14 типа YH-32 для Армии и три (НОЕ-1) для ВВС. Все они отличались простотой конструкции и успешно летали. Однако они не нашли практического применения, так как небольшой запас топлива (189 л) позволял им находиться в воздухе всего 20 мин.

Основные данные: размах лопасти несущего винта 7 м; масса 490 кг; крейсерская скорость 111 км/ч.

ЛЕТАЮЩИЕ СКУТЕРЫ-ПЛАТФОРМЫ

Успешное применение небольших двухтактных и даже четырехтактных подвесных лодочных моторов на самолетах личного пользования позволило разработать несколько ультралегких одноместных вертолетов для полета на небольшие расстояния, например, для переброски пехотинцев на другой берег реки.

К вертолетам этого типа относятся как простейшие образцы с внешним вынесенным двигателем, закрепленным за спиной летчика и приводящим во вращение винт над его головой (разработка таких аппаратов вскоре прекратилась), так и более сложные конструкции. Некоторые из этих аппаратов представляли собой летающие платформы, на которых летчик располагался стоя, выше или ниже нескольких соосных несущих винтов, с управлением путем наклона в требуемом направлении по типу балансирного планера.

Несмотря на талант разработчиков и затраченные средства, ни один из вертолетов этого типа не вышел за пределы стадии экспериментов. Ниже приводится описание нескольких характерных американских проектов, ни один из которых никогда не выпускался серийно.

«Хоппикоптер» Пентекоста

Одним из первых миниатюрных вертолетов был «Хоппикоптер» Пентекоста, разработанный в 1946 г. В первом варианте он представлял собой конструкцию с выносным двигателем мощностью 20 л.с. (14,7 кВт), устанавливаемым за спиной летчика и приводящим в движение два соосных несущих винта. Эта модель вскоре была заменена моделью 102 (рис. 5.17) с соосными несущими винтами, стандартным креслом и шасси. Силовая установка состояла из двухтактного двигателя мощностью 35 л.с. (25,7 кВт) и винта диаметром 4,9 м. Взлетная масса аппарата 165 кг.



Рис. 5.17. Усовершенствованный вариант вертолета Пентекоста «Хоппикоптер» 1946 г. с традиционным креслом летчика и шасси.

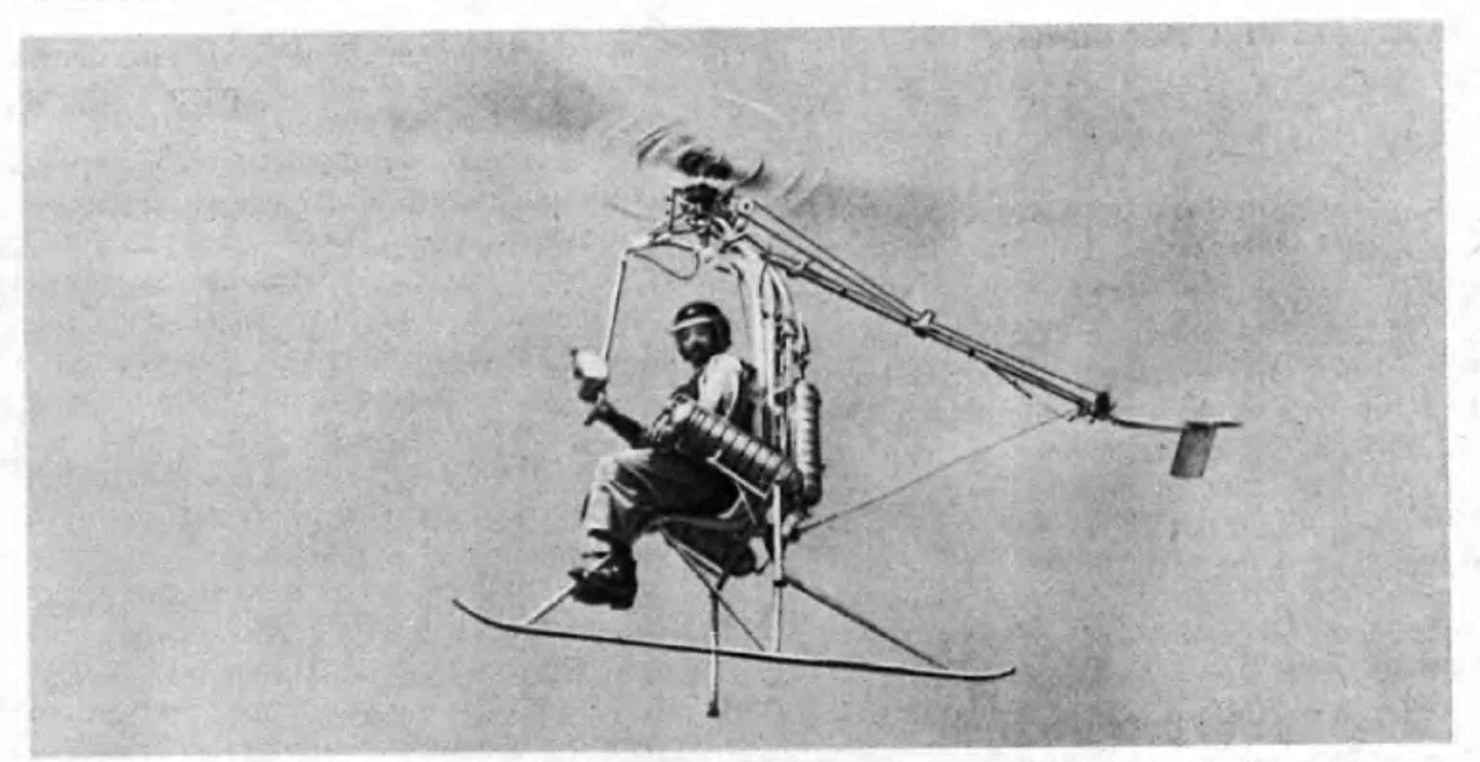


Рис. 5.18. «Роторкрафт» RH-1 с ЖРД, установленными на законцовках лопастей ротора.

«Ротокрафт» RH-1

Этот летательный аппарат был построен в 1954 г. и предназначался для транспортировки одного полностью вооруженного солдата на небольшие расстояния. Вертолет имел один несущий винт и хвостовой винт с ременным приводом. Несущий винт приводился от ЖРД тягой 12,7 даН, устанавливавшихся на концах лопасти (рис. 5.18). Двигатель работал на концентрированной (90%) перекиси водорода; диаметр винта 4,9 м, взлетная масса 181 кг, крейсерская скорость 113 км/ч.

Рис. 5.19. На «Аэросайкле» Делекнера летчик размещался над соосными роторами аналогично тому, как это делалось на вертолете Кармана–Петрочи (1966 г.).

«Аэросайкл» Делекнера

«Аэросайкл» был разработан А. Делекнером в 1956 г. и представлял собой довольно необычный вертолет. Пилот стоял над винтами, установленными соосно, и управлял по тангажу и крену путем наклона корпуса, а по курсу – при помощи ручки типа мотоциклетной. В качестве двигателя использовался двухтактный подвесной мотор Киккхейфера мощностью 43 л. с. (31,6 кВт). Масса конструкции вертолета 99 кг, дальность полета 24 км, скорость 121 км/ч (запас топлива 3,8 л). Вертолет показан на рис. 5.19.

«Джайродайн»

Этот летательный аппарат (рис. 5.20) был наиболее удачным среди «летающих мотоциклов»; он выпускался небольшими экспериментальными партиями для ВМС и корпуса морской пехоты США в 1960–1961 гг. Два вертолета типа XRON-1 корпуса морской пехоты имели двухтактные двигатели «Нельсон» мощностью 40 л. с. (29,4 кВт), которые приводили в движение соосные несущие винты. Три вертолета типа YRON-1 были оборудованы модифицированными автомобильными двигателями «Порше» мощностью 62 л. с. (46 кВт). Последующие модификации (модели X и Y) были оборудованы ГТД «Солар» Т-62 мощностью 46 кВт на валу. Вертолет модели YRON (с двигателем «Порше») имел винт диаметром 5,2 м, взлетную массу 318 кг и максимальную скорость 109 км/ч.



Рис. 5.20. «Джайродайн» XRON-1 с автомобильным двигателем «Порше», приводящим в движение соосные роторы.

АВТОЖИРЫ СЬЕРВЫ

Автожиры появились после многолетних безуспешных экспериментов с вертолетами. Новый тип летательного аппарата имел только одно сходство с вертолетом – несущий винт. Однако усовершенствования несущего винта, внесенные испанским инженером Хуаном де Сьервой, были использованы в дальнейшем проектировщиками вертолетов и принесли им успех.

Сьерва полагал, что для обеспечения безопасности полета необходим бесштопорный летательный аппарат. Обычный самолет с неподвижным крылом не мог обеспечить выполнение этого требования, поэтому он приступил к исследованиям. Сьерва обнаружил, что несущий винт вращается под действием направленной вниз силы тяжести и набегающего снизу (причем не обязательно под углом 90°, как на мельницах, а под сравнительно небольшим углом, соответствующим углу атаки обычного крыла самолета) потока воздуха.

После этого он установил в вертикальном положении на обычном самолете четырехлопастный винт. Этот летательный аппарат не требовал для взлета крыла, однако для управления по крену ему были нужны элероны, которые он разместил на рудиментарном крыле (рис. 5.21). Сьерва назвал свой летательный аппарат «Автожир» С-1.

Несущий винт приходилось раскручивать перед взлетом вручную или посредством троса, намотанного на вал винта и разматываемого при помощи тележки или наземного техника. После раскрутки несущий винт выводился на нужную частоту вращения в процессе пробежки по земле с достаточно большой скоростью. С-1 был оборудован жесткими лопастями по типу лопастей предыдущих вертолетов, и именно поэтому они не работали. В отсутствие поступательной скорости все лопасти несущего винта движутся примерно с одинаковой скоростью относительно воздушной массы и поэтому создают одинаковую подъемную силу по всей окружности диска винта. При наличии поступательной скорости эта скорость суммируется со скоростью надвигающейся лопасти и вычитается из



Рис. 5.21. Первый удачный автожир Сьервы С-4 после успешного полета в Испании 9 января 1923 г.

скорости отступающей лопасти. Это создает неуравновешенную силу на противоположных сторонах диска винта, которая перевернула «Автожир» еще до взлета. Тот же эффект возникал и на моделях С-2 и С-3, и вначале казалось, что аппарату «Автожир» предстоит присоединиться к длинному ряду неудачных проектов вертолетов.

Однако Сьерва нашел решение проблемы путем использования втулки, которая обеспечивала несущему винту три степени свободы. Важным элементом конструкции оказался автомат перекоса, который позволял наступающей лопасти перемещаться под меньшим углом атаки относительно воздушного потока, вследствие чего создавалась меньшая подъемная сила, тогда как отступающая лопасть располагалась под большим углом и создавала большую подъемную силу при меньшей воздушной скорости. Такое изменение величины подъемной силы в процессе циклического изменения шага винта позволяло получать одинаковую силу на обоих сторонах лопасти независимо от изменения скорости потока. Первый полет модели С-4, для которой был использован планер довоенного французского моноплана Депердюссэна с ротативным двигателем Лерона мощностью 110 л. с. (81 кВт), состоялся 9 января 1923 г.

При этом несущий винт выполнил свое назначение, обеспечив более быстрый взлет и крутой угол набора высоты по сравнению с самолетом обычной схемы. Однако «Автожир» с ротативным двигателем не мог успешно летать на малой скорости. Двигатель этого типа имеет два диапазона – холостого хода и полного газа – и может быть задросселирован (и то только непродолжительно) путем отключения зажигания нескольких цилиндров. Дело пошло быстрее после того, как Сьерва построил новый аппарат и установил на нем обычные двигатели.

Дальнейший прогресс был стремительным, в особенности после того, как Сьерва объединился с Гарольдом Питкерном и образовал в 1928 г. в США фирму «Питкерн-Сьерва автожир компани». Питкерн решил проблему запуска несущего винта, разработав приводной редуктор от основного двигателя, который раскручивал винт до заданной скорости и затем отключался (рис. 5.22). Эта фирма выпустила трехлопастной РСА-2 с двигателем «Райт Уэрлвинд» мощностью 300 л. с. (221 кВт). Автожиры строились по лицензии Сьервы также двумя другими американскими фирмами – «Булл» и «Келлетт», из которых в серийное производство поступили несколько моделей фирмы «Келлетт», а фирма «Булл», прекратившая свое существование в 1932 г. в связи с экономическим кризисом, успела построить только один экспериментальный образец.

Для разворота по крену модель РСА-2 была оборудована элеронами, аналогичными самолетным, которые создавали гори-



Рис. 5.22. Американский автожир «Питкерн» PCA-2, использовавшийся корпусом морской пехоты под обозначением XOP-1. Отметим приводной вал, выходящий из задней части двигателя, который служил для предварительной раскрутки ротора перед взлетом.

зонтальную составляющую вектора подъемной силы. Автожир был снабжен, подобно другим американским автожирам этого времени, небольшим крылом обычной конструкции для установки элеронов и создания небольшой дополнительной подъемной силы при горизонтальном полете.

Следующее важное новшество было введено английской фирмой Сьервы – «Сьерва автожиро компани». Оно представляло собой складывающуюся втулку, которая позволяла несущему винту отклоняться в требуемом направлении при развороте, исключая тем самым необходимость в элеронах и

Рис. 5.23. Бескрылый автожир С-30 английской фирмы Сьервы с непосредственным управлением (1932 г.).

несущих их поверхностях. Первый полет нового бескрылого аппарата Сьерва С-30, представлявшего собой модификацию С-19, состоялся в конце 1932 года (рис. 5.23).

Последним этапом совершенствования автожира была разработка процедуры «взлета с подскоком», т. е. вертикального взлета. Однако он был возможен лишь сразу же после начала поступательного движения, так как несущий винт (который вводился в режим повышенной частоты вращения с малым шагом, затем отключался и изменением общего шага создавал максимальную подъемную силу) при этом свободно вращался и для поддержания вращения нуждался в набегающем потоке.

Хуан Сьерва погиб в авиационной катастрофе на гражданском самолете в декабре 1936 года. Это была катастрофа как раз того типа, для исключения которого он разработал свой «Автожир».

Постройка аппаратов «Автожир» небольшими сериями продолжалась во всем мире несколькими фирмами до второй мировой войны, во время которой специфические, однако ограниченные характеристики этого летательного аппарата не могли найти широкого применения. К концу войны более высокая универсальность вертолетов с несущим винтом конструкции Сьервы дала вертолетам решающее преимущество перед автожиром и позволила им завоевать такие важные позиции в гражданской и военной авиации, о которых Сьерва и не мечтал.

АВТОЖИРЫ БЕНСЕНА

Единственной областью успешного применения автожиров после второй мировой войны было любительское воздухоплавание. Пионером (и до сих пор ведущей фигурой в этой области) остается Игорь Бенсен, владелец фирмы «Бенсен эркрафт» (г. Рейли, шт. Сев. Каролина).

В конце войны появилась идея создания парашюта с вращающимся крылом для точного приземления грузов, сбрасываемых с самолета. Для реализации этой идеи Бенсен построил летательный аппарат типа автожира с двухлопастным несущим винтом, устанавливавшимся на простой раме с тремя колесами и креслом пилота. Ручка управления по тангажу и крену крепилась к втулке поворотного несущего винта (рис. 5.24). Этот аппарат получил наименование «Джайроглайдер» В-8 и для взлета буксировался тягачом по длинной взлетно-посадочной полосе или соответствующей площадке. Первый полет аппарата состоялся в 1954 г.

Хотя этот аппарат позволял поднять пилота в воздух только на небольшое время, его привлекательной особенностью бы-



Рис. 5.24. Первый любительский автожир второго поколения В-8 «Джайроглайдер», созданный в 1954 г. И. Бенсоном. На снимке аппарат буксируется автомобилем вдоль ВПП аэропорта.

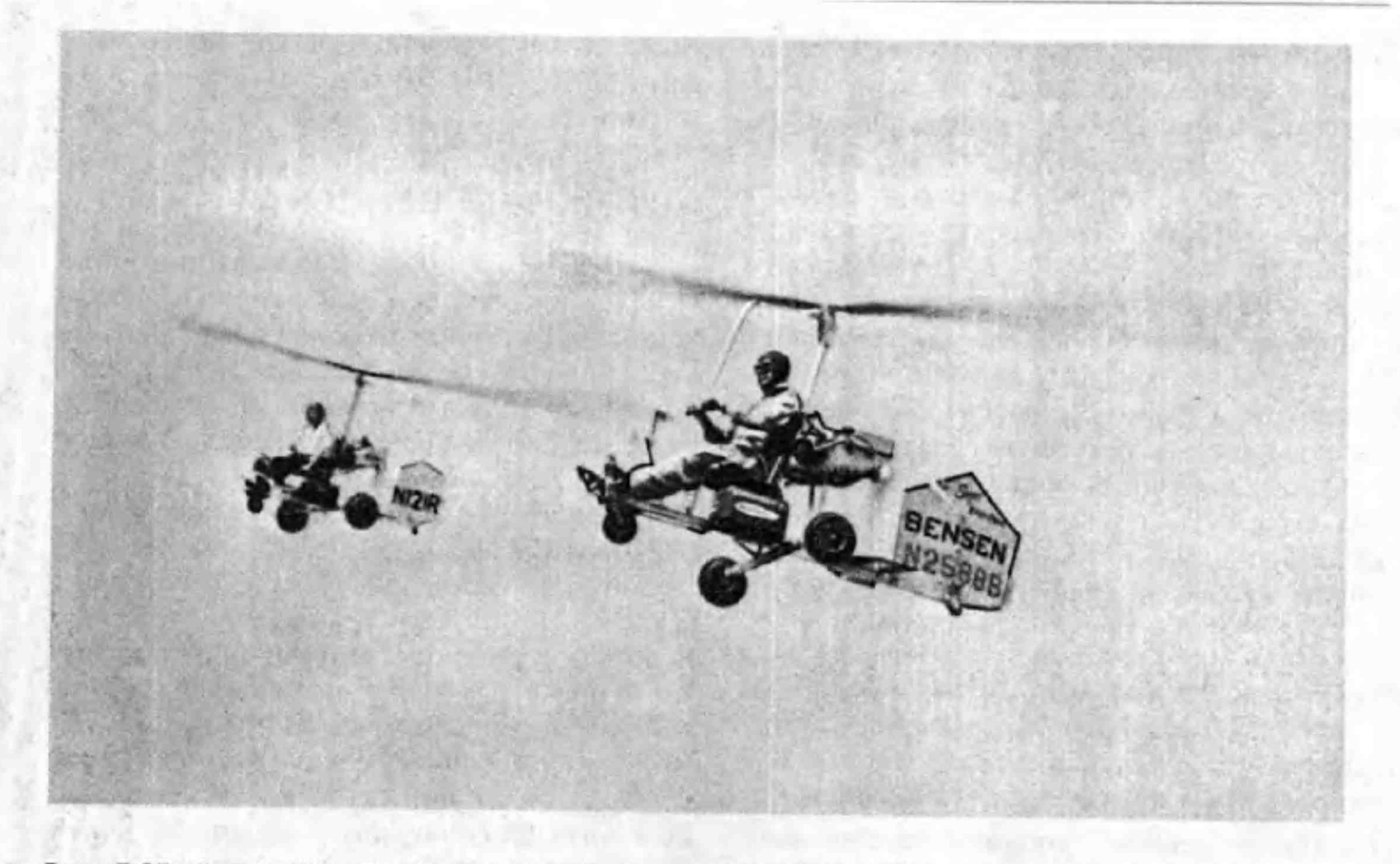


Рис. 5.25. Два B-8M «Джайрокоптер» Бенсона: ближний – со стандартными органами управления, а дальний – с ручкой управления, напоминающей самолетную.

ло то, что Федеральное авиационное управление США рассматривало B-8 как вид летающего змея, что не требовало получения специального разрешения на право полетов.

Бенсену скоро удалось найти подходящий двигатель – четырехтактный «Мак-Куллоф» O-100, применявшийся для военных мишеней, – и превратить свой планер в настоящий автожир, получивший наименование B-8M «Джайрокоптер» B-8M (M – моторизованный). Двигатель устанавливался за спиной пилота и служил для привода толкающего винта. Так как он был сконструирован из расчета небольшого срока службы, потребовалась значительная конструктивная доработка модели O-100 с целью достижения необходимой надежности пилотируемого летательного аппарата.

На большей части «Джайрокоптеров» была сохранена планерная ручка управления, однако некоторые пилоты предпочитали ей ручку управления самолетного типа (рис. 5.25). Существуют многочисленные небольшие различия в конструкции этих аппаратов, большая часть которых относится к фонарю и смотровому щитку. В некоторых из этих аппаратов для запуска несущего винта используется двигатель от авиационных моделей. Обычная же процедура запуска заключается в том, что пилот приподнимается, делает вручную несколько оборотов винта, а затем выполняет пробежку по земле для набора аппаратом необходимой скорости.

Благодаря огромной популярности этого винтокрылого летательного аппарата их численность сегодня превышает общую численность всех остальных автожиров гражданского и военного назначения, построенных в период с 1920-х гг. до мировой войны.

Глава 6

Самолеты с крыльями другой формы

Размеры и формы традиционных крыльев сегодняшнего дня в значительной степени такие же, как и те, которые создавались пионерами авиации еще в прошлом веке. Братья Райт показали, что такие крылья достаточно практичны. Вот почему в настоящее время все еще используются крылья со средним удлинением 6 и поверхности хвостового горизонтального оперения с площадью $12 \div 25\%$ площади крыла, расположенные на расстоянии примерно трех хорд позади центра масс самолета.

Некоторые из авиационных конструкторов используют другие подходы к созданию летательных аппаратов; кое-кто из них идет по пути радикального изменения тех или иных ставших стандартными технических решений. Некоторые из этих поисков завершаются успехом, найденные новые технические решения развиваются и постепенно становятся традиционными. К их числу относятся самолеты схемы «бесхвостка», самолеты с треугольным крылом, вертолеты и автожиры, рассмотренные в предыдущих главах.

Что касается нетрадиционных схем крыла, то их существует огромное множество, причем некоторые из них к тому же работают на нетрадиционных принципах. Следует все же отметить, что большинство даже нетрадиционных крыльев все-таки основано на принципе создания подъемной силы при обтекании набегающим воздушным потоком аэродинамической поверхности (реже – при прохождении потока через нее). Иногда нетрадиционные крылья устанавливаются на самолеты с вполне традиционным фюзеляжем; в других случаях использование нетрадиционного крыла ведет к созданию совершенно оригинального летательного аппарата.

ПОЛИПЛАНЫ

Тот факт, что вполне традиционные крылья иногда используются в большем, чем характерно для традиционных самолетов, количестве, или то, что эти крылья размещаются на самолете в необычных местах, не позволяет классифицировать их как нетрадиционные (то же относится и к складывающимся крыльям). Некоторые самолеты с большим числом крыльев часто рассматриваются как летательные аппараты с тандемным крылом (см. гл. 2).

Наиболее часто встречающимся видом полиплана, даже в современной авиации, является биплан. Следует, правда, отметить, что в настоящее время бипланы составляют менее 5% самолетов парка мировой авиации. Перед первой мировой войной количество полипланов и монопланов было примерно одинаковым, и свойственные полипланным схемам преимущества по маневренности и прочности стали причиной того, что вплоть до конца 1920-х гг. монопланная схема не получила преобладающего развития. Во времена первой мировой войны даже трипланы были довольно распространенным типом самолетов.

Главное преимущество полипланной схемы состоит в том, что она обеспечивает требуемую площадь при меньшем размахе. Это позволяло повысить маневренность, упростить производство, наземную эксплуатацию и хранение самолетов, что важно в военном деле. По мере того, как после окончания первой мировой войны влияние военных кругов на авиационную промышленность стало уменьшаться, обеспечиваемые монопланной схемой преимущества в дальности, стоимости и улучшении общей аэродинамики стали способствовать повсеместному распространению этой схемы. Влиятельные представители военных кругов на протяжении нескольких лет пытались противодействовать такой тенденции, но постепенно и они осознали более широкие возможности монопланов. В настоящее время бипланы встречаются только среди сельскохозяйственных или спортивных самолетов. Бипланы очень популярны в модном сейчас ретроавиационном движении, но это объясняется лишь тем, что бипланы в наш технотронный век – лишь забавный анахронизм.

Полиплан д'Эквилли

Если одно крыло хорошо, а два еще лучше, почему же не сделать 7? Вероятно, семикрылый самолет д'Эквилли – самый редкий из полипланов.

Этот самолет, разработанный в 1909 г., не являлся самолетом с кольцевым крылом; просто в эллиптический контур были включены 7 плоских крыльев (рис. 6.1).

Относительно большой воздушный винт довольно традиционно приводился в движение от высокооборотного двигателя с помощью цепной передачи, что позволяет отнести на значительное расстояние ось воздушного винта от двигателя и уменьшить скорость вращения пропеллера относительно скорости вращения вала двигателя. В то время некоторые авиаторы считали, что винт работает аналогично тому, как это происходит при гребле веслом. Действительно, некоторые самолеты успешно летали с воздушными винтами типа «весло», как и показанный на фотоснимке самолета д'Эквилли.



Рис. 6.1. Французский полиплан д'Эквили (1909 г.).

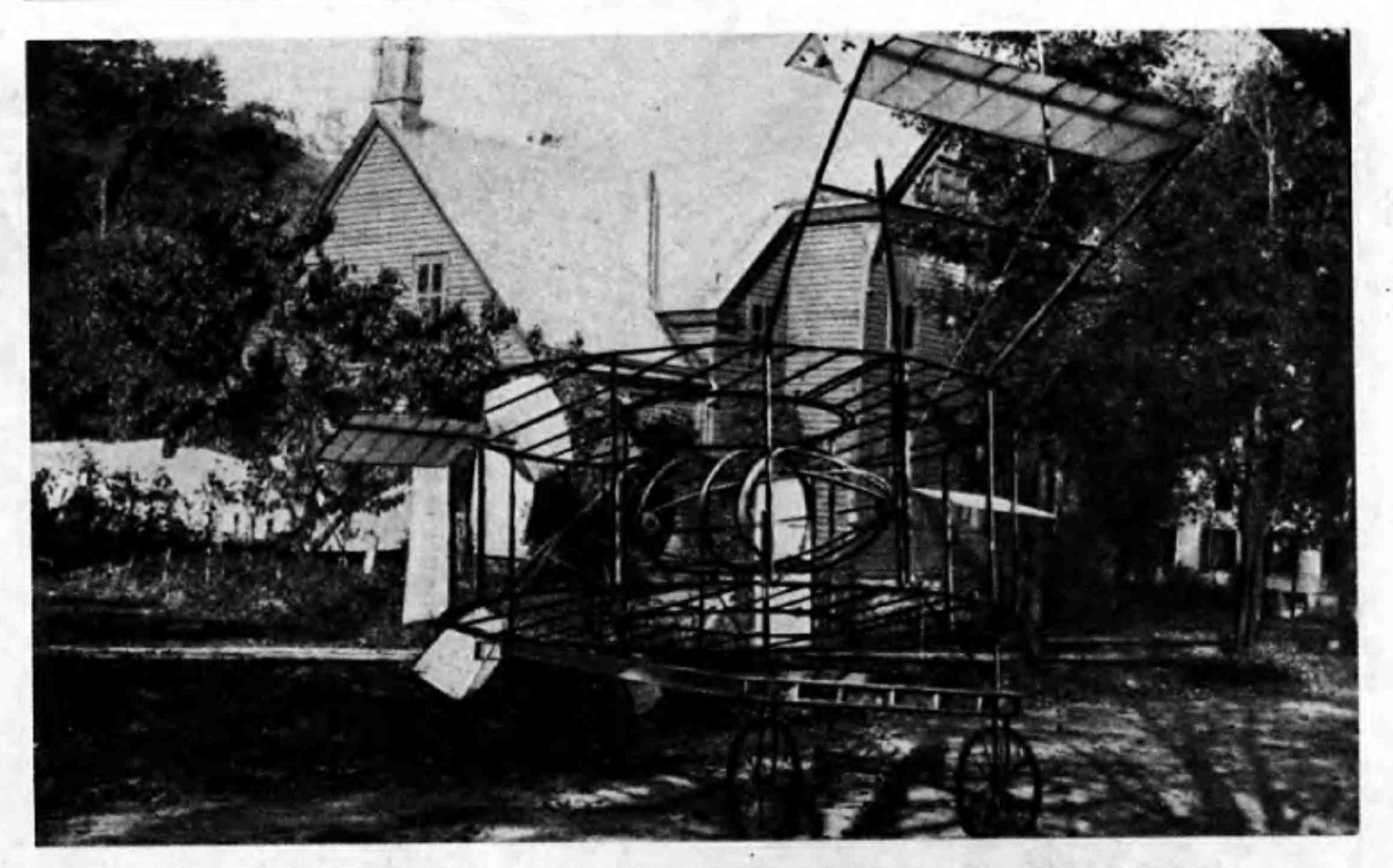


Рис. 6.2. Управляемый по трем осям аппарат с круглым крылом (начало 1900-х гг.).

«Летающие блины»

Прозвище «летающий блин» появилось применительно к различным самолетам задолго до того, как «летающими тарелками» стали называть после второй мировой войны реальные или вымышленные аппараты пришельцев из космоса. Прозвище «летающий блин» явилось вполне естественным для самолетов с круглой или близкой к ней формой. С времен братьев Райт различные авиационные конструкторы неоднократно предлагали схемы самолетов с крылом в форме круга. Некоторые из этих самолетов летали, тогда как другие так никогда и не оторвались от земли. Одним из ранних примеров самолетов такого рода, название которого, к сожалению, потеряно для истории, является показанный на рис. 6.2 самолет начала 1900-х гг. Этот аппарат служил в свое время доказательством изобретения Гленом Кертиссом самолета в ходе проводившегося им процесса против братьев Райт. Пытаясь доказать, что в некоторых построенных до «Флайера» самолетах использовалась (хотя бы частично) система управления, подобная разработанной братьями Райт, Кертисс надеялся добиться признания недействительным полученного ими патента. Показанный на рис. 6.2 биплан с круглым крылом был снабжен поверхностями аэродинамического управления по крену, напоминающими элероны, однако эта и несколько других машин, оснащенных органами управления относительно трех осей, не помогли Кертиссу выиграть судебный процесс у братьев Райт.

Для того чтобы обеспечить условия наибольшего благоприятствования для создания самолетов, во время первой мировой войны группой авиационных предпринимателей был образован патентный пул, включающий патент братьев Райт, а также большое количество патентов Кертисса и других авиационных конструкторов. Судебный иск об авторских правах так и не был разрешен, а в 1923 г. срок действия патента закончился.

Полукруглый «Фарман 1020»

Некоторые «летающие блины» не обладали идеально круглым крылом, а скорее

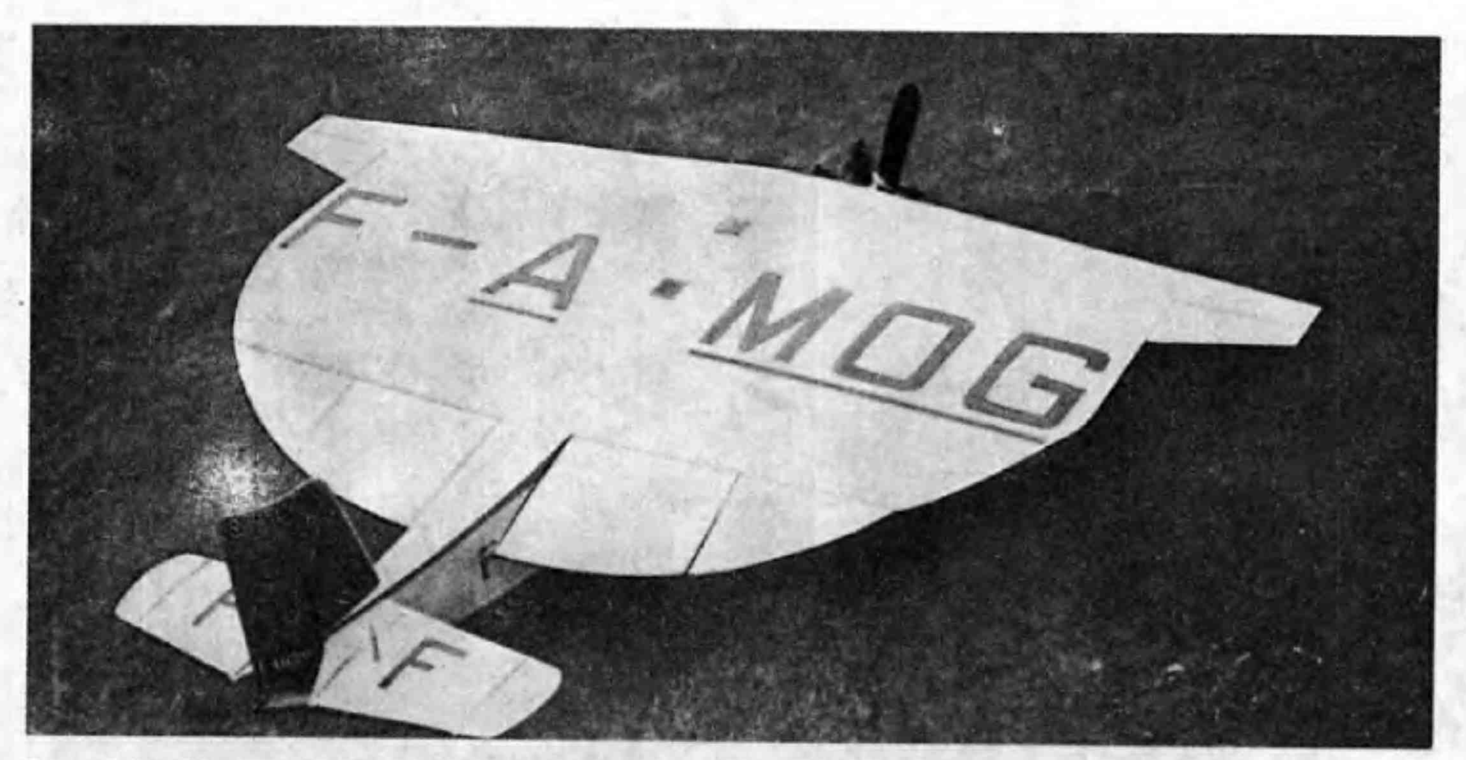


Рис. 6.3. Французский самолет «Фарман 1020» (1934 г.) с традиционными поверхностями хвостового оперения за полукруглым крылом, оснащенным закрылками и выступающими элеронами.

напоминали блин, разрезанный пополам. К числу таких самолетов относится французский самолет «Фарман 1020», созданный в 1934 г. (рис. 6.3). При разработке машины возникли интересные проблемы с размещением поверхностей аэродинамического управления. Традиционные элероны были установлены на выступающих законцовках крыла, а на задней кромке крыла были размещены закрылки с большой хордой. Традиционное хвостовое оперение располагалось на конце фюзеляжа.

«Нимут Парасол»

Первым самолетом с идеально круглым крылом, который на протяжении достаточно долгого времени летал, был американский «Нимут Парасол», построенный в 1934 г. (рис. 6.4). Этот самолет представлял собой традиционный подкосный моноплан (крыло располагалось над фюзеляжем на подкосах, аналогично тому, как это делается в традиционных бипланах), если не считать формы крыла. Круглое крыло самолета имело на законцовках элероны.

По мнению разработчиков, главным достоинством этого двухместного самолета, оснащенного радиальным двигателем «Уорнер Чераб» мощностью 110 л. с. (80,8 кВт), являлось то, что малое удлинение крыла позволяло выполнять полет при больших, чем обычные, углах атаки, что, в свою очередь, гарантировало медленное и безопасное снижение, аналогичное снижению на парашюте. Нет нужды говорить, что «Нимут Парасол», построенный студентами университета г. Майами, так никогда и не вышел из статуса опытного самолета.

Летающие крылья «Эрап»

Одним из успешно летающих «блинов», зарекомендовавшим себя столь хорошо, что были построены 4 опытные машины, стал разработанный врачом из Саут-Бенда (шт. Индиана) Клодом Снайдером летательный аппарат «Эрап». На него произвела впечатление очевидная устойчивость полета изготовленной им в 1929 г. модели, имеющей форму каблука. Это навело Снайдера на мысль, что данная форма является подходящей для крыла самолета, вследствие чего он построил несколько летающих моделей такого типа.

Эти модели оказались удачными. Снайдер подал заявку на изобретение и получил патент, а впоследствии и спроектировал

Рис. 6.4. Американский моноплан «Нимут Парасол» с идеально круглым крылом, оснащенным закрылками и элеронами.

пилотируемый планер, в постройке которого ему помогали студенты местного колледжа. Планер имел характерную форму каблука; крыло планера оснащалось рулем высоты по всему размаху закругленной задней кромки. На двух длинных гребнях, расположенных вдоль верхней поверхности законцовок крыла, устанавливались рули направления и элероны (рис. 6.5). С начала 1932 г. Снайдер выполнил несколько успешных полетов, а затем установил на планер вблизи передней кромки крыла четырехцилиндровый двигатель от мотоцикла мощностью 26 л. с. (19,1 кВт). Летно-технические характеристики самолета оказались неудовлетворительными.

С помощью профессионального инженера Рауля Хофмана Снайдер после этого спроектировал вторую модель, которая отличалась более традиционными «самолетными» формами. Этот самолет получил

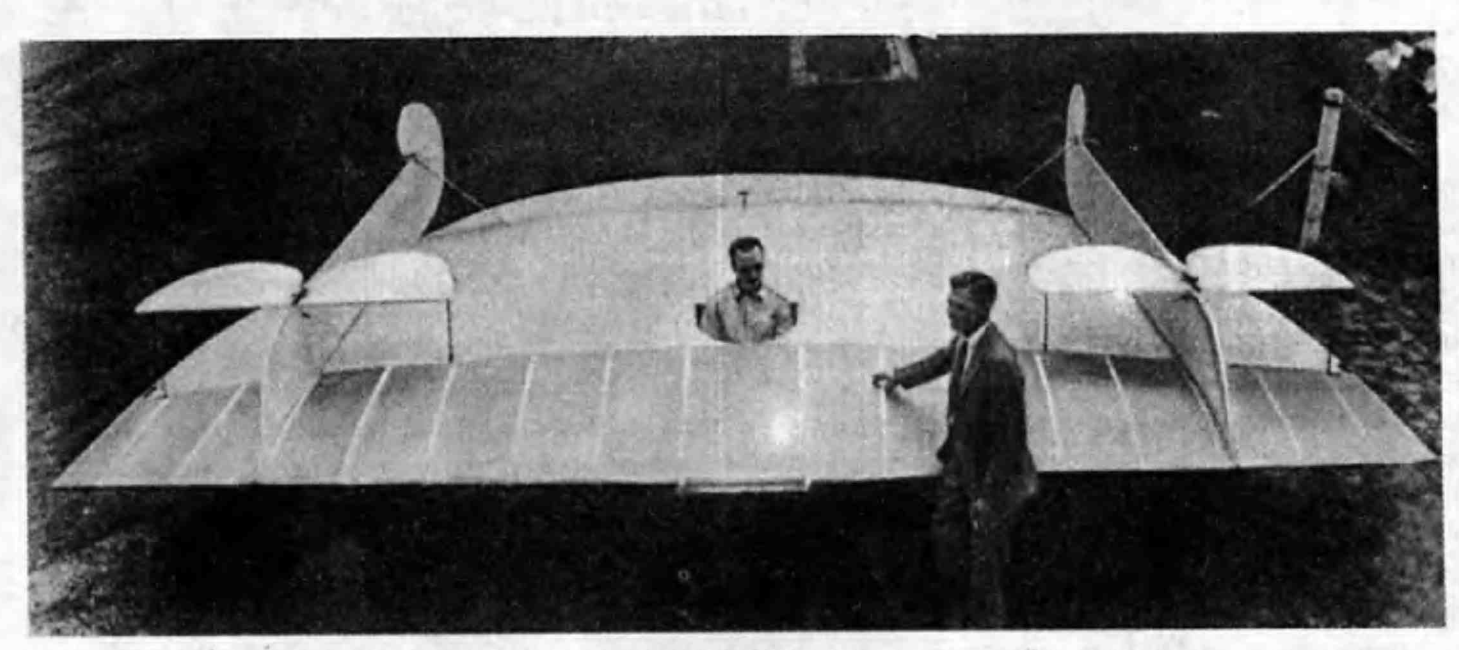


Рис. 6.5. «Летающий каблук» «Эрап» (планер 1932 г.).

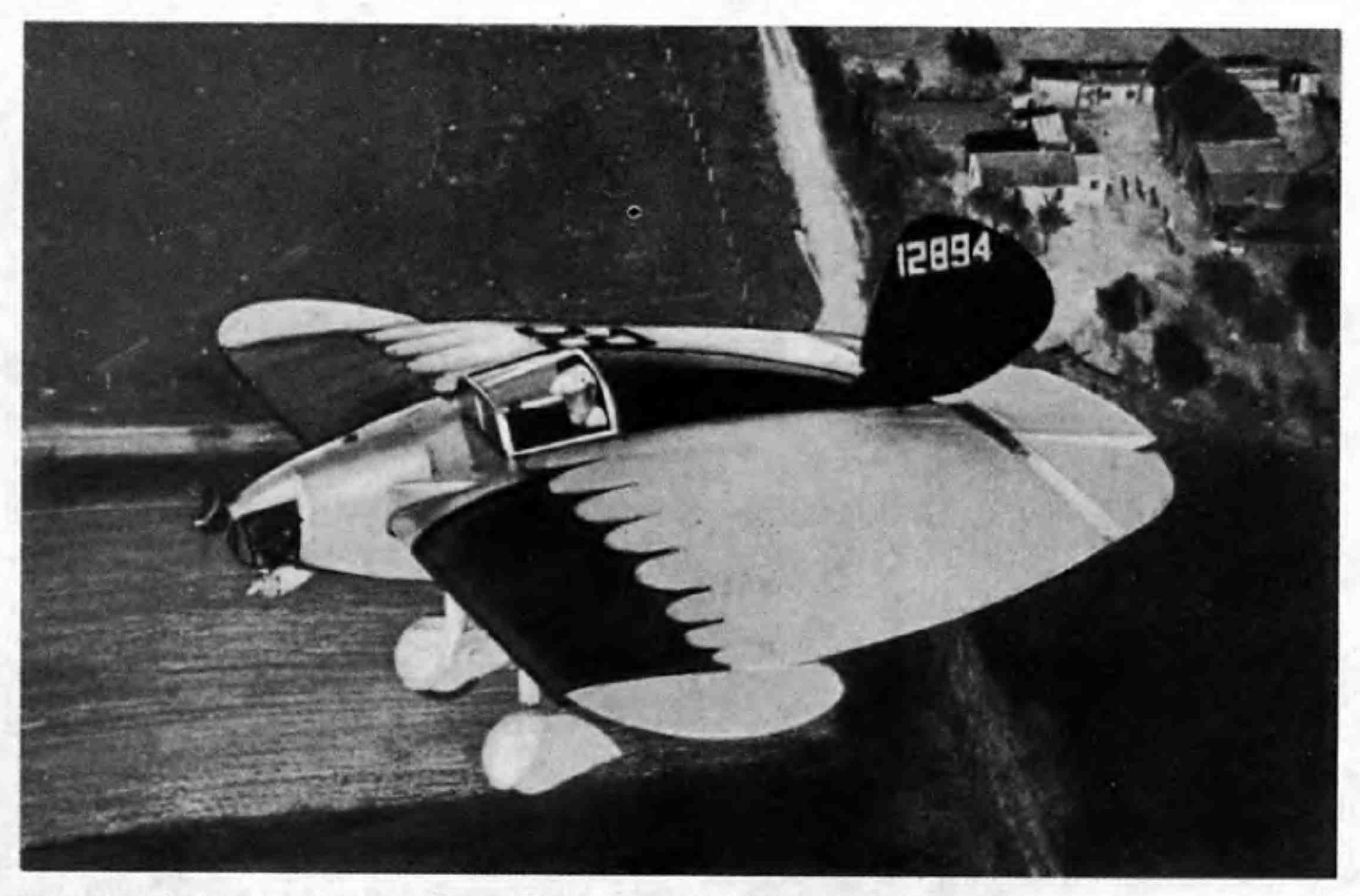


Рис. 6.6. Оснащенный двигателем «Эрап-2» с выступающими элеронами.

название «Эрап-2» (название самолета возникло от английских слов air up). Самолет оснащался двигателем «Континенталь А-40» мощностью 37 л. с. (27,2 кВт). Этот самолет успешно летал на протяжении нескольких лет. Размах его крыла составлял лишь 4,88 м, что следует отнести к преимуществам использования крыла малого удлинения, но шарнирно установленные на законцовках элероны привели к увеличению размаха крыла до 5,8 м (рис. 6.6). На самолете использовались традиционные киль и руль направления, а на задней кромке крыла размещались два руля высоты и большой закрылок в центральной части. С учетом располагаемой мощности силовой установки «Эрап-2» показал великолепные летно-технические характеристики – максимальная скорость полета составляла 156 км/ч, а посадочная скорость – всего 37 км/ч.

После «Эрап-2» был построен «Эрап-3» с силовой установкой мощностью 80 л. с. (58,8 кВт), в котором поверхности горизонтального хвостового оперения были закреплены на верхней части вертикального оперения, что получило впоследствии название «Т-образного хвостового оперения». «Эрап-3» оснащался установленными на внутренней поверхности крыла элеронами. Этот самолет летал не очень хорошо и потерпел аварию до того, как завершились доводочные работы.

«Эрап-4» представлял собой усовершенствованный «Эрап-3» и на протяжении нескольких лет успешно летал, однако доктор Снайдер разорился, и оба «летающих каблука» были проданы с молотка.

V-173/XF5U-1 фирмы «Воут»

До сегодняшнего времени наиболее удачным «летающим блином» является американский самолет V-173 фирмы «Воут» (г. Стретфорд, шт. Коннектикут), построенный в 1942 г. (рис. 6.7). Этот самолет представлял собой легкомоторную летающую модель предложенного фирмой нетрадиционного истребителя (аналогично тому, как это было сделано с C-W24B).

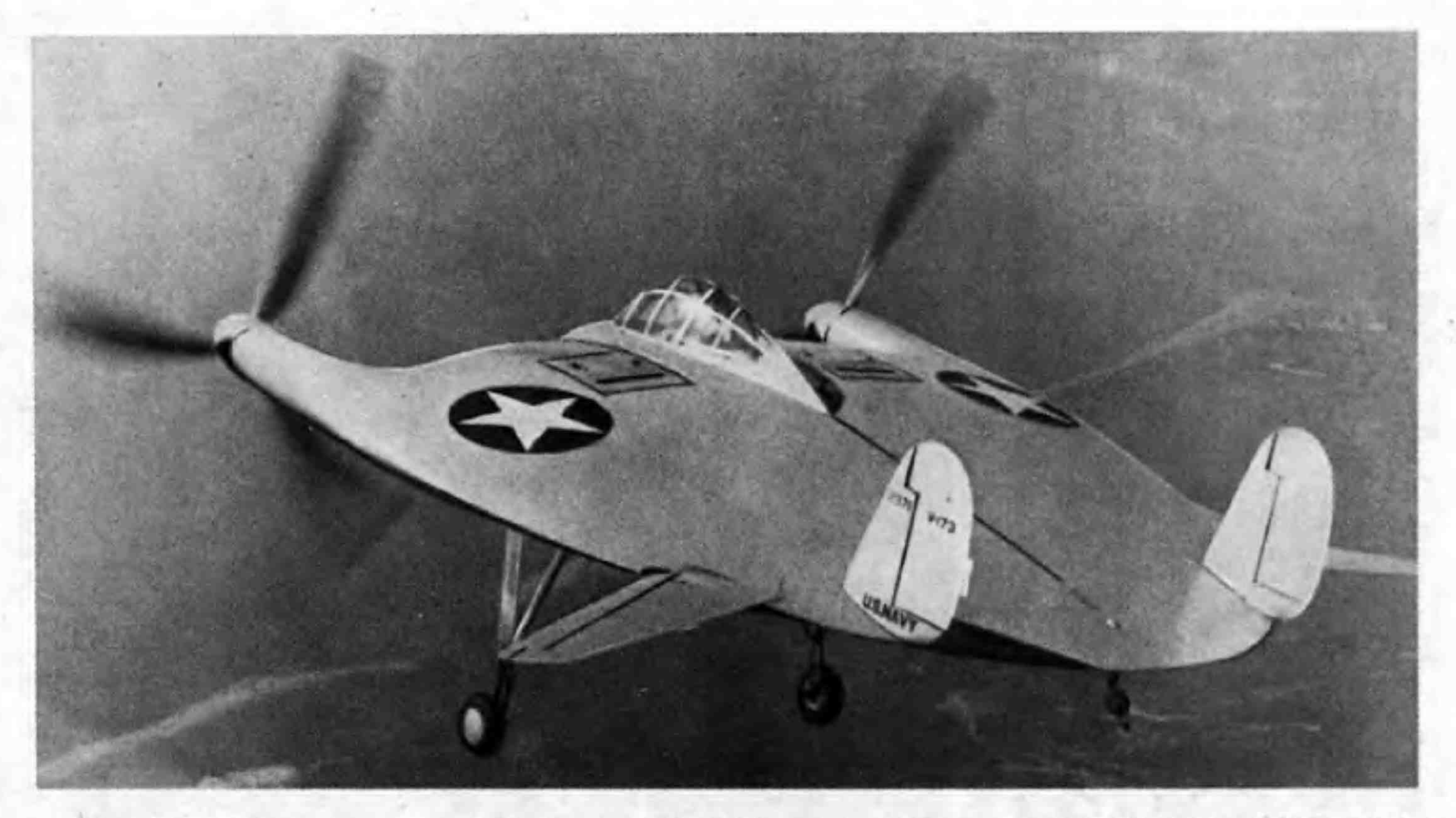


Рис. 6.7. Знаменитый «летающий блин» Y-173 фирмы «Воут», построенный для ВМС США в 1942 г. в качестве экспериментального самолета.

Уникальный самолет V-173 является детищем Чарльза Х. Циммермана, который построил успешно летавшую модель такой схемы в середине 1930-х гг. Впоследствии ему удалось заинтересовать фирму «Воут» в возможности военного использования самолета этой схемы. В нарушение принятой в американской военной промышленности практики одна опытная машина была исследована в аэродинамической трубе NASA в Лэнгли-Филд (шт. Виргиния) для проверки принципиальной возможности выполнять полеты на этом самолете (а не для совершенствования аэродинамики, как это обычно делается).

Секрет успеха V-173 состоял в использовании двух малоскоростных винтов большого диаметра, приводимых в движение двумя двигателями «Континенталь А-80» мощностью 80 л. с. (58,8 кВт), полностью размещенными в крыле. Воздушный поток от пропеллеров, проходящий над крылом, создавал дополнительную подъемную силу, как бы увеличивая эффективное удлинение крыла и снижая индуктивное сопротивление крыла малого удлинения при полете на малых скоростях. V-173 оснащался прикрепленными к горизонтальному оперению элевонами. Эти аэродинамические поверхности выходили из кромки крыла непосредственно перед килями, снабженными рулями направления.

V-173 выполнил первый полет 23 ноября 1942 г. В ходе летных испытаний самолет налетал 131 ч. Максимальная скорость полета составляла 241,5 км/ч. Самолет был способен выполнять посадку со скоростью 56,4 км/ч при очень большом угле атаки – 36°.

Успех V-173 привел к тому, что в 1943 г. ВМС США заключили контракт на разработку двухдвигательного истребителя XF-5 U-1 (рис. 6.8) (буква X соответствует экспериментальному самолету, F – истребитель, 5 – порядковый номер истребителей ВМС США, разработанных фирмой «Воут», U – обозначение фирмы «Воут» в классификаторе ВМС США). Самолет оснащался двумя двигателями фирмы «Пратт-Уитни» R-2000-7 мощностью 1350 л. с. (992 кВт). Возникшие в процессе разработки трудности и невысокий приоритет программы задержали постройку истребителя до 1948 г. К тому времени авиация ВМС США перешла на реактивные самолеты, а XF-5U-1 был заброшен. Попытки фирмы «Воут»



Рис. 6.8. Истребитель ВМС США XF5U-1 – развитие концепции «летающего блина».

выполнить хотя бы один полет на этом самолете успеха не имели – по сути дела, ВМС запретили проведение такого полета.

Основные данные XF5U-1: силовая установка – два двигателя R-2000-7 мощностью 1350 л. с. (992 кВт) фирмы «Пратт-Уитни», размах крыла 9,9 м; длина самолета 8,7 м; взлетная масса 8453 кг; максимальная скорость (на высоте 4570 м) 624,7 км/ч.

«Боне-Лабранш»

Другой подход к решению аэродинамических проблем крыла малого удлинения для своего «летающего блина» использовал в 1908 г. французский авиатор Боне-Лабранш. Созданный им самолет напоминал «Вуазен» или «Фарман» с толкающим винтом и длинной хвостовой балкой, у которого площадь между верхним крылом и традиционным для того времени бипланным горизонтальным хвостовым оперени-

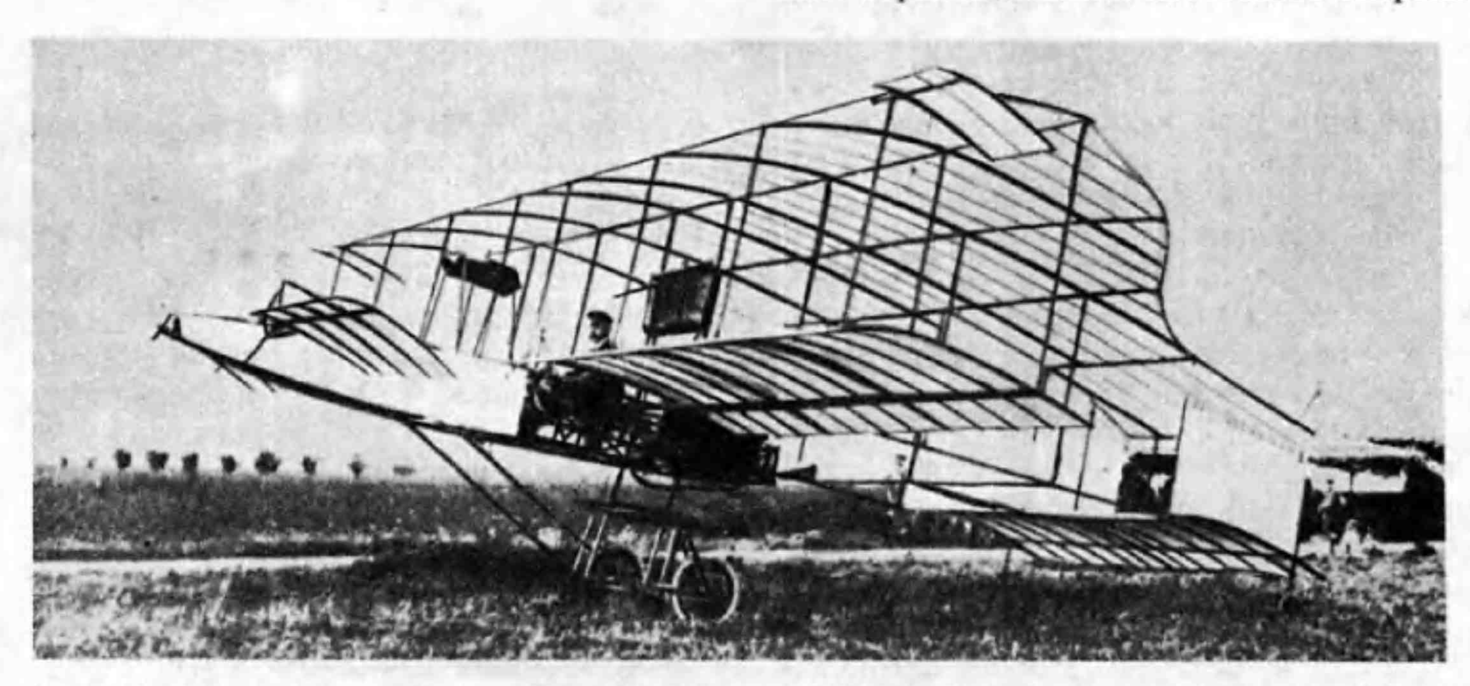


Рис. 6.9. Французский самолет «Боне-Лабранш» (1908 г.). Пространство между верхним крылом и горизонтальным оперением заполнено несущей поверхностью.

ем была «заполнена» крылом для обеспечения дополнительной несущей поверхности. Этот самолет оснащался также передним горизонтальным оперением, практически никак не связанным с конструкцией крыла (рис. 6.9). Отметим, что нижний горизонтальный стабилизатор имел вогнутый профиль для обеспечения некоторой подъемной силы, тогда как верхний стабилизатор был плоским и служил в качестве задней кромки крыла.

Тандем Гиводана

Так как переднее и заднее крылья этого созданного в 1909 г. самолета имели одинаковые размеры, его можно классифицировать как самолет с тандемным крылом. В то же время уникальная форма крыла позволяет рассматривать этот летательный аппарат как нетрадиционный самолет с кольцевым круглым крылом (рис. 6.10).

Трудно понять, для чего изобретатель придал крыльям столь необычную форму – у такого крыла слишком мало горизонтальной поверхности, способной обеспечить достаточную несущую способность, но в ,то же время имеются значительные вертикальные участки, которые не создают подъемной силы вообще. Так как поверхности крыльев были плоскими, они, очевидно, не создавали подъемную силу так, как это делают обычные профилированные крылья. Внешне самолет Гиводана своими одинаковыми по размерам кольцевыми крыльями напоминал увеличенный коробчатый змей с закругленными краями. Переднее крыло было выполнено подвижным для обеспечения управляемости самолета.

СТРЕЛОВИДНЫЕ КРЫЛЬЯ

Стреловидные крылья применялись в практике авиастроения до первой мировой войны. Эти крылья можно считать традиционными, хотя иногда они имеют незначительные модификации с целью решения некоторых специальных задач. В целом, пропорции, конструкция, а также средства механизации и управления (например, элероны и закрылки) стреловидных крыльев остаются такими же, как на обычных прямых крыльях, вне зависимости от угла стреловидности.

В случае прямого крыла (имеющего постоянную по длине хорду от законцовки до корневой части) угол стреловидности обычно измеряется по передней кромке крыла. Для сужающихся крыльев угол стреловидности измеряется по линии четвертей хорд. Стреловидность треугольных крыльев определяется, как правило, по передней кромке.

Стреловидные крылья (в том числе и

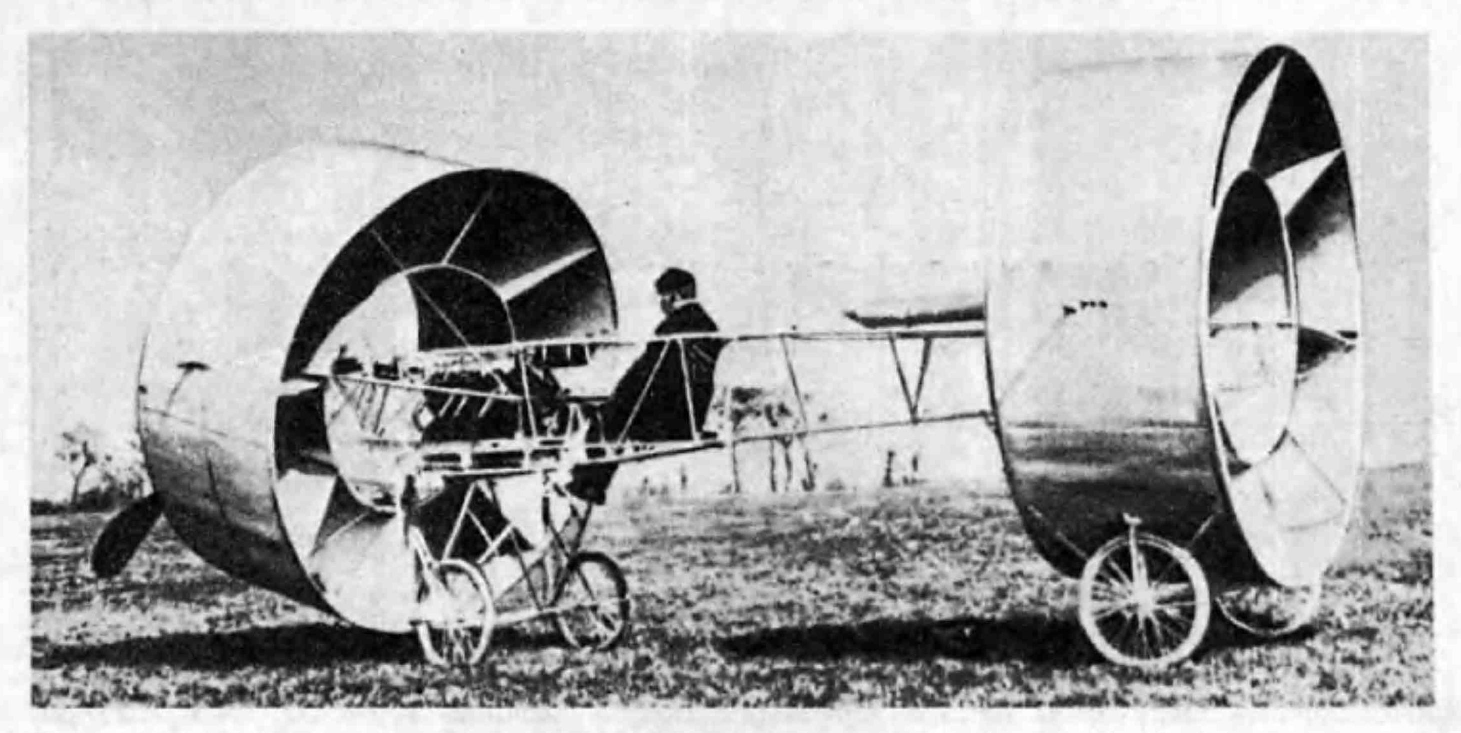


Рис. 6.10. Французский самолет с кольцевыми крыльями «Гиводан» (1909 г.).

крылья обратной стреловидности) используются по трем основным причинам: а) для решения проблем балансировки, б) для размещения органов управления самолетом по тангажу на достаточном плече относительно центра масс; в) для затягивания начала волнового кризиса при полете с большими скоростями (более 950 км/ч).

Необходимость выполнения высокоскоростных полетов привела к появлению новой конструктивной особенности скоростных самолетов – крыла с изменяемой в полете стреловидностью. Такое крыло устанавливается под углом минимальной стреловидности для обеспечения максимальной подъемной силы в процессе взлета и посадки, а при полете с большими скоростями крыло переводится в положение максимальной стреловидности для получения высоких характеристик сверхзвукового полета.

Возникающие при проектировании и постройке самолетов с крылом изменяемой стреловидности проблемы очень сложны; использование такой схемы приводит к существенному увеличению массы и стоимос-

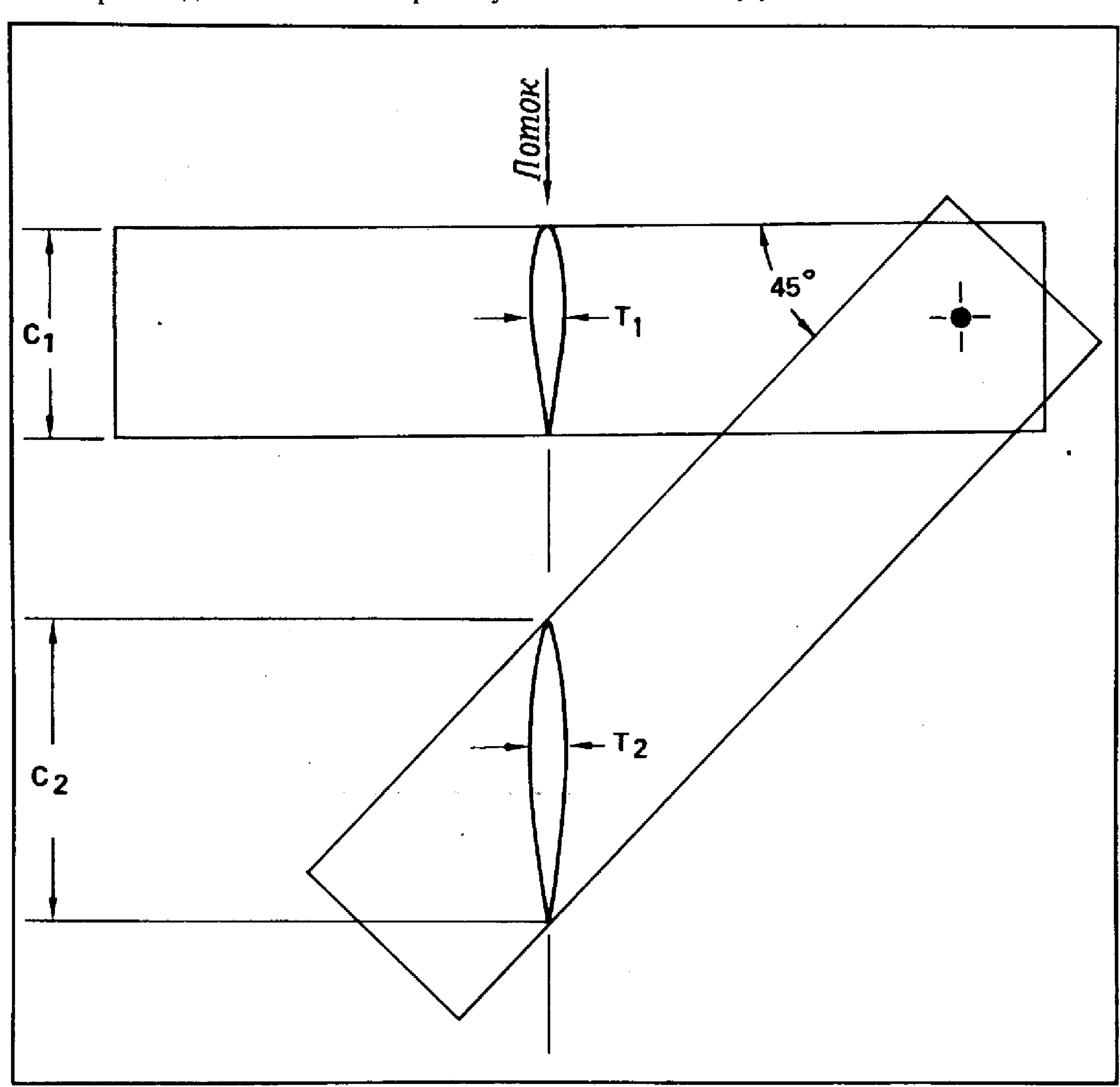


Рис. 6.11. Относительная толщина профиля крыла (поточная) уменьшается по мере увеличения стреловидности. Физически толщина крыла остается неизменной ($T_1 = T_2$), но происходит увеличение поточной длины хорды крыла ($C_2 > C_1$).

ти самолета. К числу возникающих обычно при создании таких самолетов проектных проблем следует отнести аэродинамические проблемы балансировки, связанные с изменением положения крыла, и необходимость применения достаточно мощного и надежного поворотного узла, способного нести всю нагрузку, приходящую с консоли крыла. Кроме того, значительные конструктивные трудности возникают из-за необходимости придания грузам, размещаемым под поворотными консолями крыла, направления, параллельного направлению полета независимо от угла стреловидности крыла.

Следует сказать еще несколько слов о влиянии крыла изменяемой стреловидности на летно-технические характеристики самолета. При изменении конфигурации крыла от минимальной стреловидности к максимальной размах крыла и относительная толщина профиля уменьшаются, вследствие чего изменяются характеристики крыла. Так как консоль крыла представляет собой жесткую конструкцию, очевидно, что физически толщина крыла не меняется, но изменяется отношение толщины профиля к величине хорды, построенной по направлению воздушного потока (см. рис. 6.11).

«Юнкерс» Ju.287

Первым крупным самолетом, в котором использовались аэродинамические преимущества стреловидного крыла, стал созданный во времена второй мировой войны в Германии экспериментальный самолет Ju.287. Это был по-настоящему новаторский проект. На этом четырехдвигательном реактивном бомбардировщике, кроме стреловидного крыла (причем обратной стреловидности, а не прямой), применена весьма нетрадиционная схема размещения двигателей (в отдельных гондолах, установленных в носовой части фюзеляжа и под крылом). Кроме того, для сокращения взлетной дистанции на самолете применялись отделяемые после использования ракетные ускорители на твердом топливе (рис. 6.12).

Самолет создавался в очень сжатые сроки, поэтому в конструкции был использован ряд агрегатов существующих самолетов – фюзеляж известного бомбардировщика «Хейнкель» 177А и хвостовое оперение самолета Ju.388. Для довольно скоростного самолета (800 км/ч) Ju.287 имел неадекватное шасси. Конечно же, такое решение было связано с экспериментальными задачами разработанного самолета. Первый полет состоялся в феврале 1945 г. Уже на начальном этапе испытаний первый

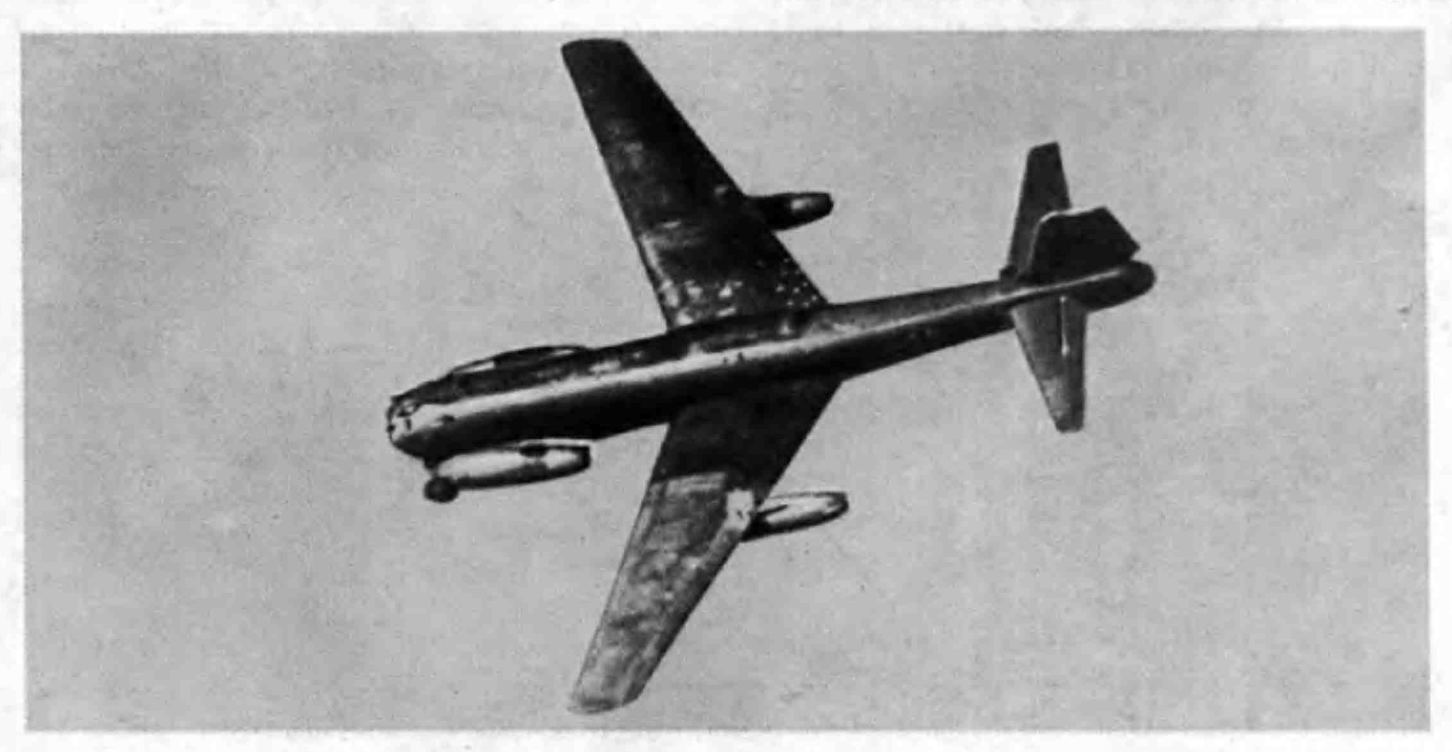


Рис. 6.12. Немецкий реактивный бомбардировщик «Юнкерс» Ju287 с крылом обратной стреловидности (1945 г.).

Ju.287U-1, оснащенный четырьмя двигателями «Юмо 004B» фирмы «Юнкерс» (тяга 950 даН), достиг максимальной скорости 815 км/ч, что превышало скорость любого поршневого истребителя тех времен. Взлетная масса бомбардировщика 22550 кг.

Скоро стал совершать испытательные полеты и второй экземпляр Ju.287. Оба экземпляра этого бомбардировщика достались наступающим войскам Советской Армии.

F-86 «Сейбр» фирмы «Норт Американ»

После успешной демонстрации возможностей турбореактивных двигателей в Англии и Германии в начале второй мировой войны все основные авиационные фирмы включились в разработку реактивных боевых самолетов. Первым реактивным самолетом, поступившим на вооружение, был немецкий «Мессершмитт» Ме-262, имевший небольшую стреловидность крыла. Все прочие реактивные истребители, созданные до конца войны, оснащались прямыми крыльями, причем некоторые из них строились серийно.

Результаты германских исследований стреловидных крыльев подтвердили возможность существенного увеличения максимальной скорости полета при их использовании, и вскоре после войны появилось второе поколение реактивных истребителей с такими крыльями.

В США фирма «Норт Американ» разработала для ВМС США реактивный истребитель с прямым крылом FJ-1 (F – истребитель, а J – «Норт Американ», фирма, образовавшаяся после реорганизации фирмы «Берлинер-Джойс», которая имела в вооруженных силах США идентификационный символ J). Проект этого самолета лег в основу разработки нового истребителя ВВС США XP-86 со стреловидным крылом (стреловидность 35°) и оперением. XP-86 (рис. 6.13), первый полет которого состоялся 1 октября 1947 г., на некоторое время установил мировой стандарт для реактивных истребителей.

Наиболее скоростная модель этого самолета – F-86 – оснащалась реактивным двигателем J-47 фирмы «Дженерал электрик» тягой 34 кН. Взлетная масса самолета составляла 7660 кг; вооружение самолета включало 6 пулеметов калибра 12,7 мм. Высокий расход топлива несколько компенсировался за счет использования внешних топливных баков (а впоследствии и дозаправки самолета в воздухе). Не очень хорошие характеристики сваливания, присущие этому одному из первых самолетов со стреловидным крылом, были улучшены путем введения автоматически отклоняемых при полете на малых скоростях выдвижных предкрылков. При их отклонении образовывалась щель, которая существенно улучшала процесс обтекания крыла и задерживала сваливание. Хотя F-86 был довольно скоростным самолетом (макси-



Рис. 6.13. Первый американский серийный истребитель F-86 «Сейбр» фирмы «Норт Американ» с крылом большой стреловидности (35°). На снимке показана модификация F-86E-10.

мальная скорость на уровне моря 1138 км/ч), способным превышать M = 1 в пологом пикировании, эра сверхзвуковых истребителей в то время еще не наступила.

Разработанная для ВМС США модификация – FJ-2 – существенно отличалась от FJ-1. Всего было построено 9623 самолета P-86 (после июня 1948 г. F-86). Он стал основным боевым самолетом ВВС США в корейской войне; последний самолет этого типа был поставлен ВВС США в декабре 1956 г. Еще в 1983 г., через 36 лет после первого вылета XP-86, несколько самолетов этого типа использовались при проведении различного рода экспериментальных исследований.

Основные данные F-86H: силовая установка – двигатель J-73 фирмы «Дженерал электрик» тягой 40,46 кН; размах крыла 11,9 м; площадь крыла 29,1 м^2; взлетная масса 9912 кг; максимальная скорость на уровне моря 1114 км/ч, на высоте 13400 м – 940 км/ч.

F9F2 «Пантера» и F9F6/8 «Кугуар» фирмы «Грумман»

Некоторым конструкторам реактивных самолетов удалось переделать свои базовые модели с прямым крылом в самолеты со стреловидным крылом уже после начала серийного производства. Этим путем пошла и фирма «Грумман эркрафт» – ведущий в США разработчик истребителей для ВМС США.

Фирма «Грумман» спроектировала однодвигательный истребитель F9F (F – истребитель, 9 – девятый истребитель ВМС фирмы «Грумман», вторая буква F – обозначение фирмы «Грумман» в вооруженных силах США). Это самолет, получивший неофициальное название «Пантера», выпускался в пяти модификациях с прямыми крыльями (рис. 6.14). Опытный самолет этого типа XF9F-2 совершил первый полет 24 ноября 1947 г. В процессе серийного производства самолеты этого типа были оснащены новым стреловидным крылом (стреловидность 35°), и эта модификация, выпускавшаяся под обозначениями F9F-6 и F9F-8, получила название «Кугуар» (рис. 6.15). Первый полет на XF9F-6 был выполнен 20 сентября 1951 г.

Использование стреловидного крыла и замена двигателя «Пратт-Уитни» J-48-6 тягой 28,35 кН на двигатель J-48-8 тягой 32,9 кН позволили увеличить максимальную скорость самолета с 932 км/ч на высоте 1500 м для F9F-5 до 1110 км/ч на высоте уровня моря для F9F-6. Всего было построено 3077 «Пантер» и «Кугуаров».



Рис. 6.14. Истребитель с прямым крылом F9F-5 «Пантера» фирмы «Грумман» авиации ВМС США.

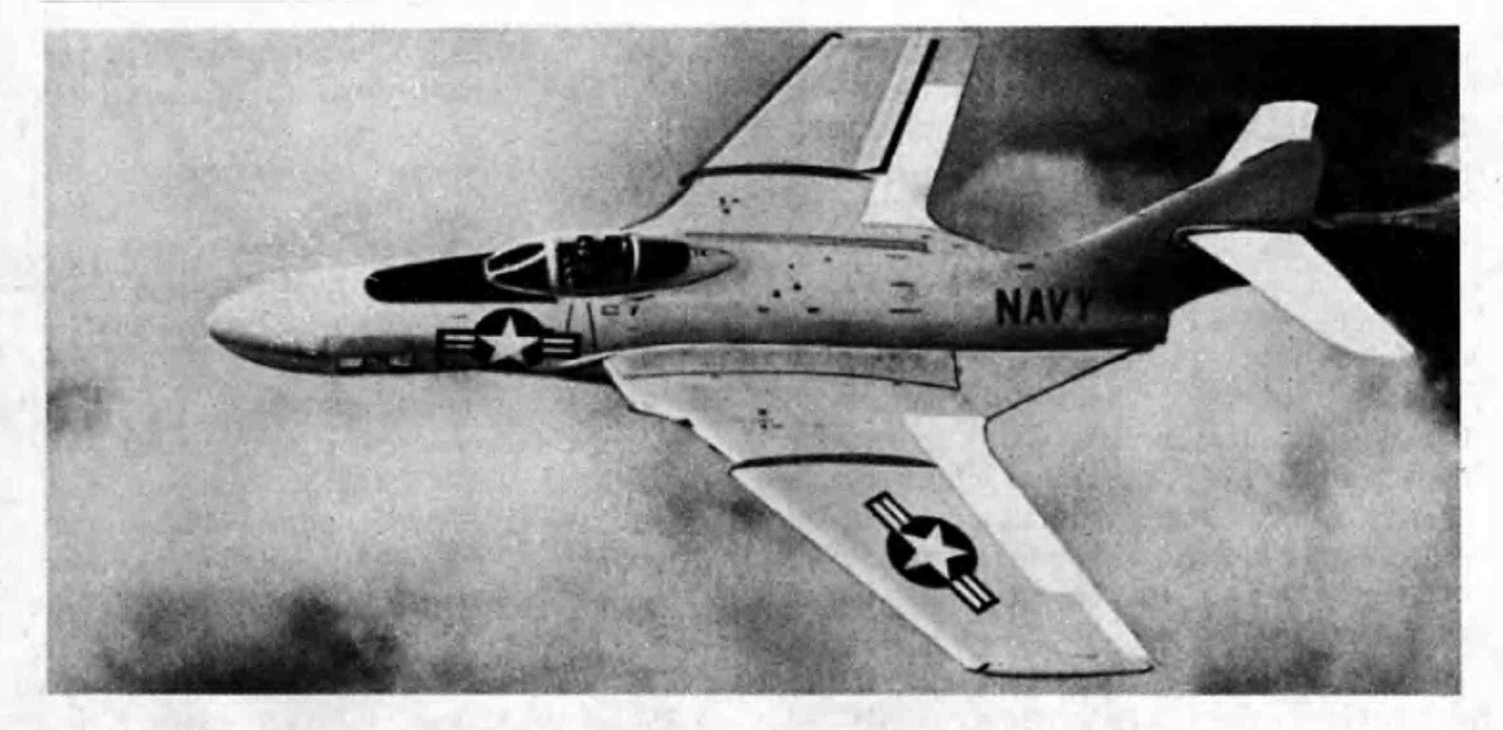


Рис. 6.15. В результате установки на фюзеляж истребителя «Пантера» крыла со стреловидностью 35° были созданы самолеты F9F-6 и -8 «Кугуар». На снимке показан разведчик F9F-8P. Отметим размещение фотокамеры в увеличенной носовой части фюзеляжа.

В-47 «Стратоджет» фирмы «Боинг»

Вторым после Ju.287 реактивным бомбардировщиком со стреловидным крылом стал ХВ-47 фирмы «Боинг», совершивший первый вылет 17 декабря 1947 г. Разработка этого самолета начиналась в рамках программы создания для ВВС США бомбардировщика с прямым крылом, но после того, как американские авиационные инженеры получили доступ к немецким исследованиям стреловидных крыльев, бомбардировщик был полностью перепроектирован под установку стреловидного крыла. В результате столь оперативной деятельности ХВ-47 стал первым бомбардировщиком со стреловидным крылом (угол стреловидности 35°), поступившим на вооружение ВВС.

ХВ-47 оснащен шестью двигателями



Рис. 6.16. Знаменитый шестидвигательный самолет В-47 фирмы «Боинг» со стреловидным (35°) крылом. На снимке показан серийный самолет В-47А 1951 г.

J-35-2 фирмы «Дженерал электрик» тягой 17,0 кН, которые размещались в четырех мотогондолах под крылом. Крыло имело необычно большое удлинение – 9,42. Вместо того, чтобы устанавливать все двигатели около центра крыла, конструкторы поместили два двигателя на каждой консоли крыла в общую мотогондолу, а третий двигатель каждой консоли располагался около законцовки крыла (рис. 6.16). Благодаря применению стреловидного крыла новый бомбардировщик обладал столь большой скоростью полета, что пришлось несколько изменить тактику применения бомбардировочных групп вообще, а в качестве вооружения оказалось достаточно дистанционно управляемой турельной пушечной установки, размещенной в хвостовой части фюзеляжа.

Поставки В-47А с двигателями J-47 фирмы «Дженерал электрик» (тяга 23,6 кН) начались в декабре 1950 г. Последние из 2060 построенных самолетов этого типа (фирмами «Боинг», «Локхид» и «Дуглас») были поставлены в феврале 1957 г. Самолеты этого типа находились на вооружении ВВС США вплоть до 1969 г.

Основные данные (В-47Е-2): взлетная масса 93 440 кг; максимальная скорость 976 км/ч на высоте 4970 м; дальность полета без дозаправки в воздухе 6440 км.

Экспериментальный самолет Х-29

В то время как реактивные самолеты с крылом положительной (или прямой) стреловидности в 1950–1960-х гг. успешно завоевали «пятый» океан и стали привычными, фирма «Грумман» разработала и начала летные испытания экспериментального самолета с крылом отрицательной (обратной) стреловидности. Самолет получил обозначение Х-29, а его первый взлет состоялся летом 1984 года. Следует отметить, что самолеты с крылом обратной стреловидности периодически появлялись в

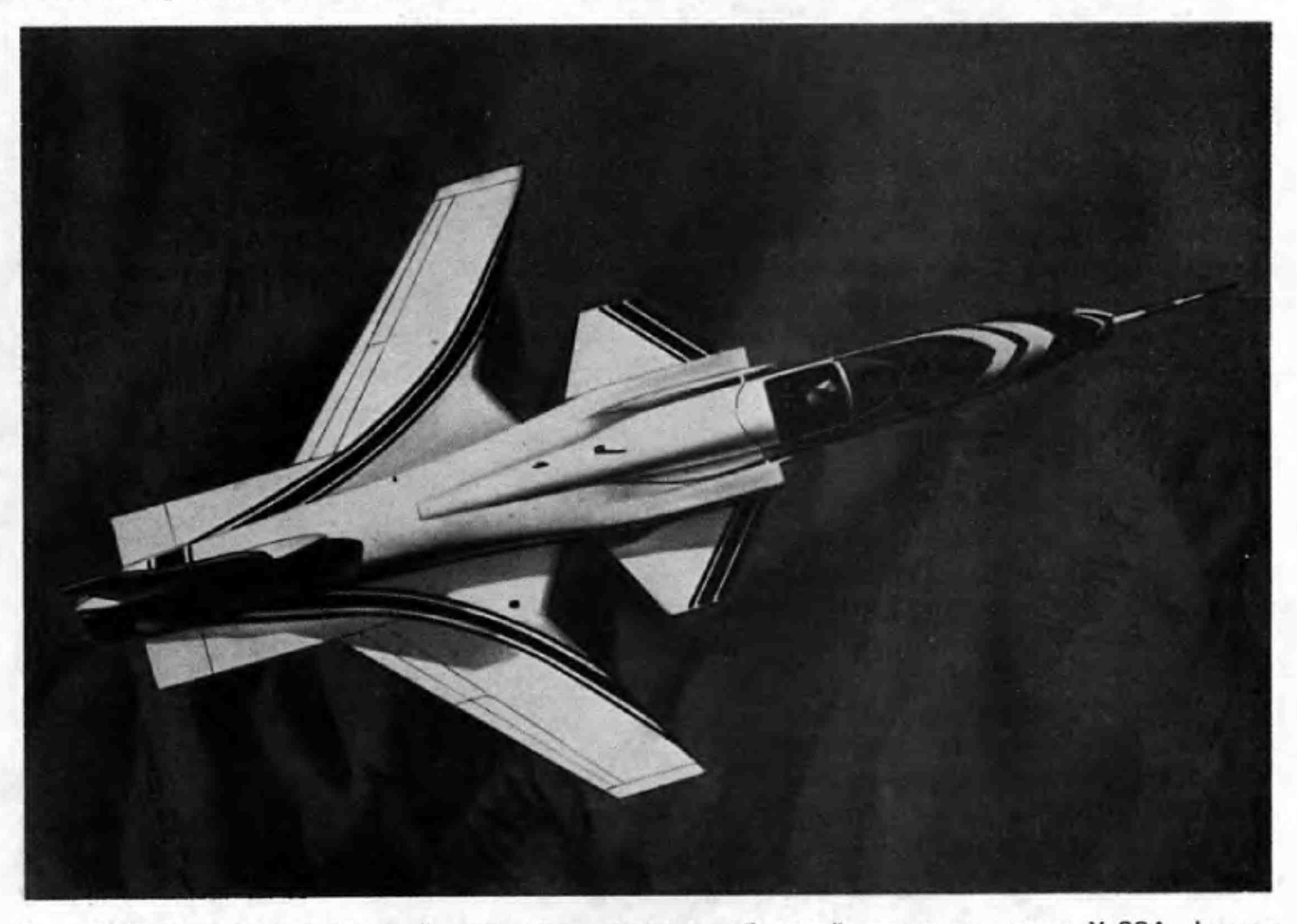


Рис. 6.17. Экспериментальный самолет с крылом обратной стреловидности Х-29А фирмы «Грумман».

Рис. 6.18. Истребитель с крылом изменяемой стреловидности F-111A, сфотографированный во время выкатки в октябре 1964 г. (крыло в положении минимальной стреловидности).

Рис. 6.19. F-111A с крылом в положении максимальной стреловидности.

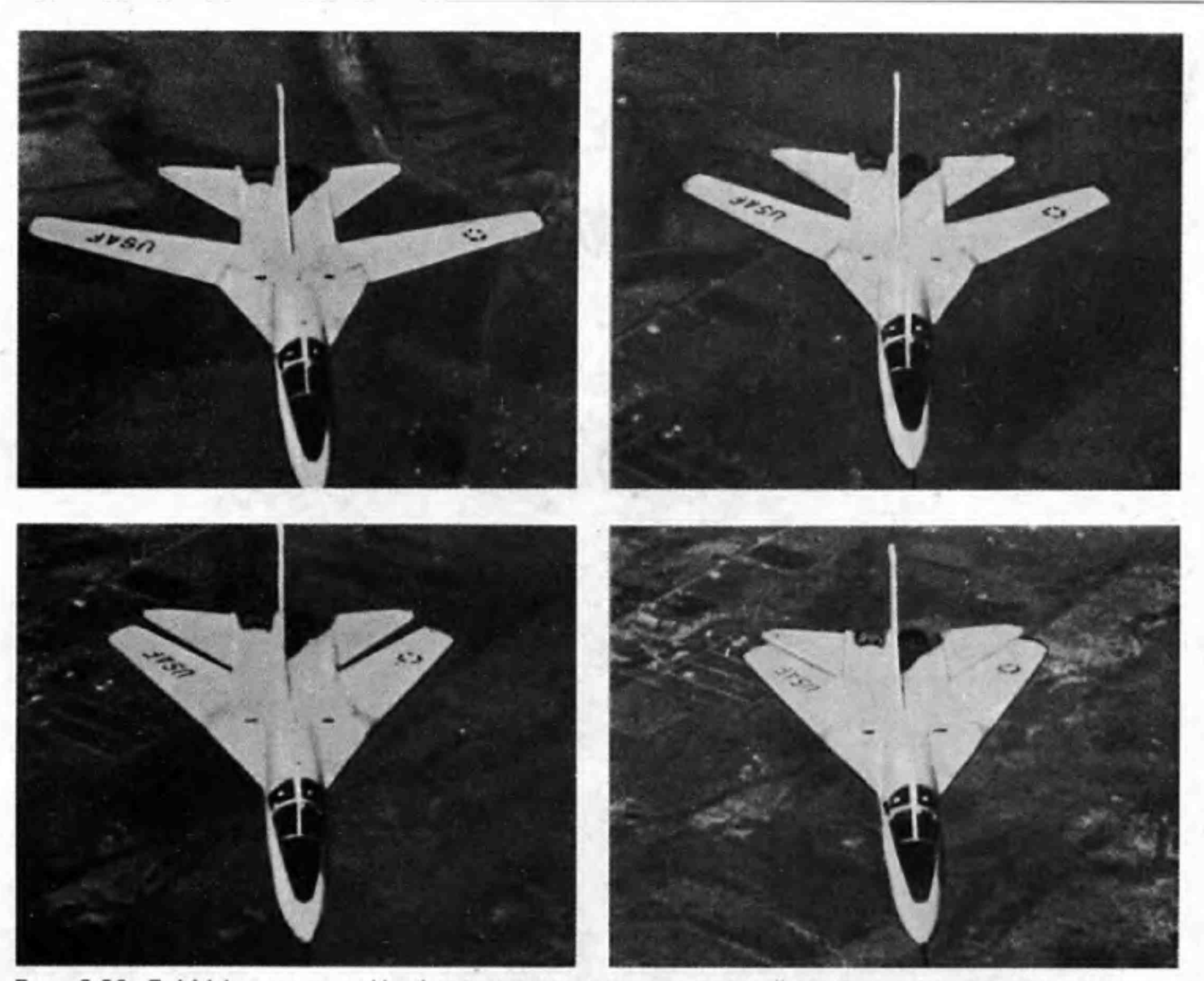


Рис. 6.20. F-111A в полете. На фотоснимках показан полный цикл изменения стреловидности крыла.

TFX (F-111) стал первым современным американским истребителем, спроектированным исходя из требований двух различных родов вооруженных сил – ВВС и ВМС США. Расчетные варианты полетных заданий, определенные представителями этих родов войск, оказались несовместимыми, что привело, в конечном счете, к созданию двух различных моделей – F-111A (фирмы «Конвэр») для ВВС США и F-111B (фирмы «Грумман») для ВМС США. Самолет F-111B имел увеличенный по сравнению с F-111A размах крыла.

В этом двухместном самолете летчики располагались в кабине рядом. Первый полет F-111A был выполнен 21 декабря 1964 г. Самолет оснащался двумя двигателями TF-30 фирмы «Пратт-Уитни» тягой 90,7 кН. Стреловидность крыла изменялась от 16° до 72,5°, вследствие чего размах крыла уменьшался с 19,2 м до 9,7 м. Максимальный размах самолета F-111B составлял 21,3 м. У обеих моделей практически полностью отсутствует зазор между задней кромкой крыла и передней кромкой горизонтального оперения при положении крыла, соответствующем максимальной стреловидности. Поэтому при максимальной стреловидности крыла аэродинамическая схема самолета весьма близка к «бесхвостке» с треугольным крылом. Взлетная масса F-111A составляет 31750 кг, при этом максимальная скорость полета на высоте 12200 м достигает 2660 км/ч (M = 2,5). Вооружение самолета состоит из различных управляемых ракет класса воздух – воздух и воздух – поверхность; FB-111 является бомбардировщиком.

Экспериментальный самолет AD-1

Самолеты с изменяемой стреловидностью крыла, рассмотренные в этой главе, имеют ряд недостатков, основными из которых являются:

– смещение аэродинамического фокуса при изменении стреловидности, что приводит к увеличению балансировочного сопротивления;

– возрастание массы конструкции из-за наличия силовой балки и закрепляемых на ней поворотных шарниров консолей, а также уплотнителей убранного положения крыла.

Оба недостатка приводят в конечном итоге к уменьшению дальности полета или массы перевозимой полезной нагрузки.

По мнению специалистов NASA, указанных недостатков лишены самолеты с крылом асимметрично изменяемой стреловидности (КАИС). В этой схеме крыло крепится к фюзеляжу с помощью одного поворотного шарнира, и изменение стреловидности консолей при повороте крыла происходит одновременно, но имеет противоположный характер. Сравнительный анализ самолетов, выполненных по стандартной схеме с изменяемой стреловидностью и КАИС специалистами NASA, показал, что для второй схемы лобовое сопротивление уменьшится на 11–20%, масса конструкции – на 14%, волновое сопротивление при полете на сверхзвуковых скоростях – на 26%.

Однако применение КАИС влечет за собой и ряд недостатков. Во-первых, при большом угле стреловидности консоль с прямой стреловидностью имеет больший эффективный угол атаки, чем консоль с обратной стреловидностью, что приводит к асимметрии лобового сопротивления и, как следствие, к возникновению паразитных разворачивающих моментов по крену, тангажу и рысканию. Во-вторых, для КАИС характерны вдвое больший рост толщины пограничного слоя вдоль размаха, и любой несимметричный срыв потока вызывает интенсивные возмущения; однако, несмотря на эти негативные эффекты, авиационные специалисты считают, что их устранение может быть осуществлено путем применения цифровой системы электродистанционного управления, автоматически воздействующей на органы аэродинамического управления в зависимости от скорости полета, угла атаки и угла стреловидности крыла, а также применения системы сдува (отсоса) пограничного слоя с крыла, управляемой от ЭСДУ.

В феврале 1979 г. по заказу NASA фирмой «Берт Рутан скейлд композитс» была завершена постройка экспериментального самолета AD-1 с КАИС (рис. 6.21), а в период с 1979 по 1981 г. были проведены его летные испытания. Первый полет самолета состоялся 29 декабря 1979 г.

Самолет имеет трапециевидное крыло большого удлинения, шарнирно закрепленное на верхней части фюзеляжа. Угол стре-

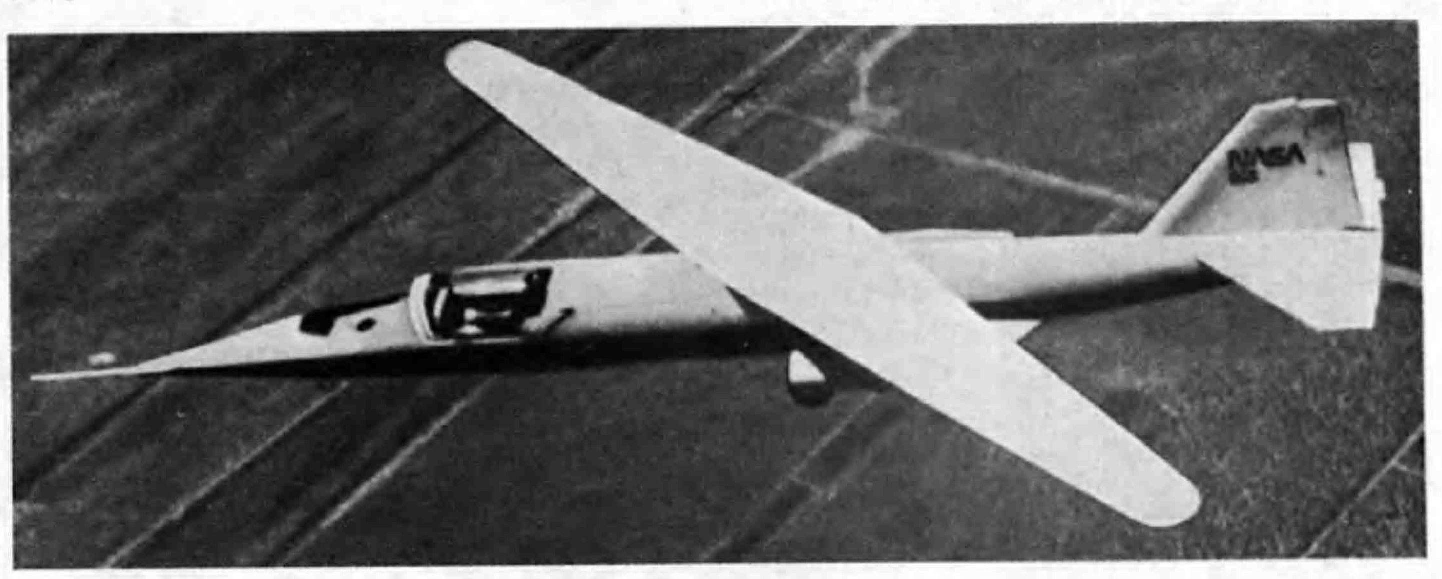


Рис. 6.21. Экспериментальный самолет AD-1 с одношарнирным крылом асимметрично изменяемой стреловидности (1981 г.). Крыло в положении 45°.

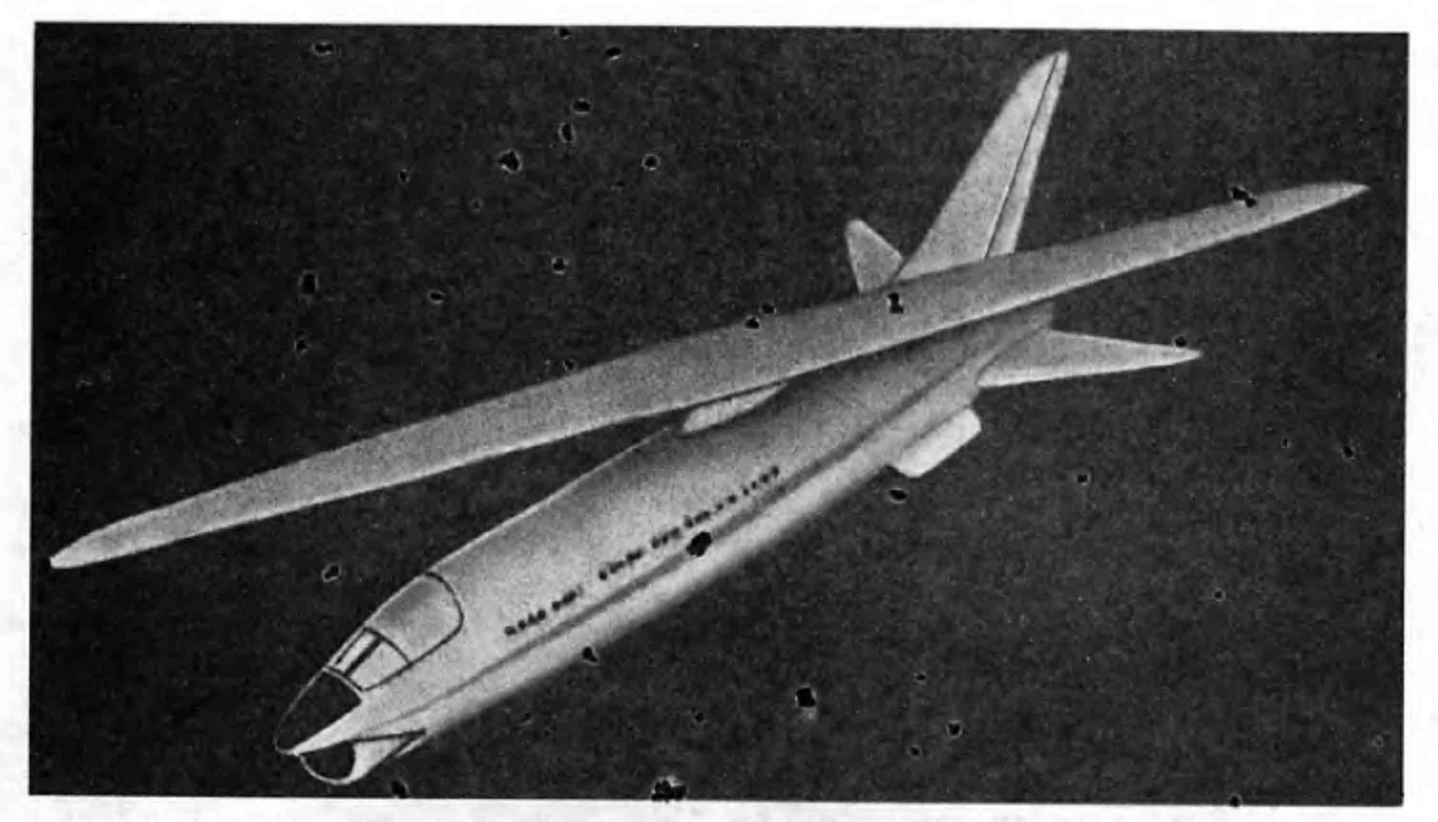


Рис. 6.22. Экспериментальный самолет F-8 с КАИС.

ловидности может изменяться от 0° до 60°. Размах крыла составляет 9,75 м, а его площадь 8,6 м^2. Два турбореактивных двигателя фирмы «Эймс индастриал» суммарной тягой 2 кН обеспечивали самолету взлетной массой 900 кг скорость 400 км/ч.

На основании результатов испытаний, в которых приняли участие 17 летчиков, было сделано заключение о целесообразности использования КАИС в перспективных самолетах следующего поколения.

В 1985 г. фирма «Рокуэлл интернешнл» получила контракт на разработку и изготовление экспериментального сверхзвукового самолета с КАИС. В качестве прототипа фирмой был выбран самолет «Крусейдер», на котором предполагалось заменить обычное крыло на КАИС и установить цифровую ЭСДУ. Модернизированный F-8 (рис. 6.22) должен иметь взлетную массу $\sim 12\,000$ кг, скорость полета $M = 1{,}6$ на высоте 15 000 м и изменяемый угол стреловидности 0–65°. Размах крыла 16,5 м, а его площадь 28 м^2.

Первый этап испытаний включает 40 полетов, в которых должны быть достигнуты максимальная скорость и проверено поведение самолета при разных углах стреловидности крыла и эволюциях.

КРЫЛЬЯ НЕОБЫЧНОЙ ФОРМЫ

Многие конструкторы пытались внедрить в практику авиастроения принципиально новые формы крыла, совершенно отличные от тех, которые описаны в других разделах этой главы. Часто такие попытки основывались на использовании стандартных фюзеляжей, оперения, силовых установок и шасси. Следует отметить, что ни одна из «гибридных» конструкций не строилась серийно и не заняла сколь-нибудь заметного места в практике авиастроения. Некоторые другие авиационные конструкторы пытались разработать полностью нетрадиционные летательные аппараты, в которых крыло являлось силовой частью аппарата, а двигатели, органы управления и шасси также были довольно необычными. Ряд таких летательных аппаратов описан на следующих страницах данной главы; некоторые из них рассмотрены в гл. 16 (дельтапланы планерного типа были рассмотрены в гл. 4, а летательные аппараты типа вертолетов и винтокрылов – в гл. 5).

Роторное крыло Флетнера

В начале 1930-х гг. были предприняты попытки создать круглое крыло совершенно необычной формы – в виде ротора. Цилиндрический ротор Флетнера хорошо зарекомендовал себя на небольших парусных яхтах, где он устанавливался вертикально вместо стандартного парусного вооружения. На этих парусниках цилиндры Флетнера вращались с помощью приводных двигателей.

Когда на вращающийся цилиндр воздействует воздушный поток в виде порыва ветра, на противоположных сторонах цилиндра возникает перепад давлений, известный как эффект Магнуса. В результате возникает боковая сила, направленная под прямым углом к направлению воздушного потока (аналогичный эффект используют разыгрывающие в бейсболе, когда посылают мяч по криволинейной траектории за счет его подкручивания). Парусник с ротором Флетнера, действительно, был способен к самостоятельному передвижению, но не обладал достаточно существенными преимуществами по сравнению с традиционными парусными судами в эпоху существования паровых двигателей и двигателей внутреннего сгорания, не говоря о том, что роторному парусу не нашлось места в парусном спорте.

Несмотря на свои странные крылья и паукообразную схему фюзеляжа и шасси, самолет с роторным крылом Флетнера имел довольно традиционную аэродинамическую компоновку. Двигатель J-6 фирмы «Райт» с воздушным винтом размещался в передней части фюзеляжа (мощность двигателя 300 л. с., или 220 кВт), место пилота находилось в районе центра масс самолета; в хвостовой части фюзеляжа располагалось традиционное оперение (рис. 6.23). Второй двигатель «Америкен Циррус» (мощность 85 л. с., или 62,5 кВт) использовался для раскрутки ротора.

«Вакуплейн» Э. Леньера

На созданном в 1935 г. самолете «Вакуплейн» использовано крыло весьма оригинальной конструкции. Вместо обычного двояковыпуклого профиля для крыла малого удлинения проф. Э. Леньер из университета г. Майами применил профиль с «открытой верхушкой»; предполагалось,

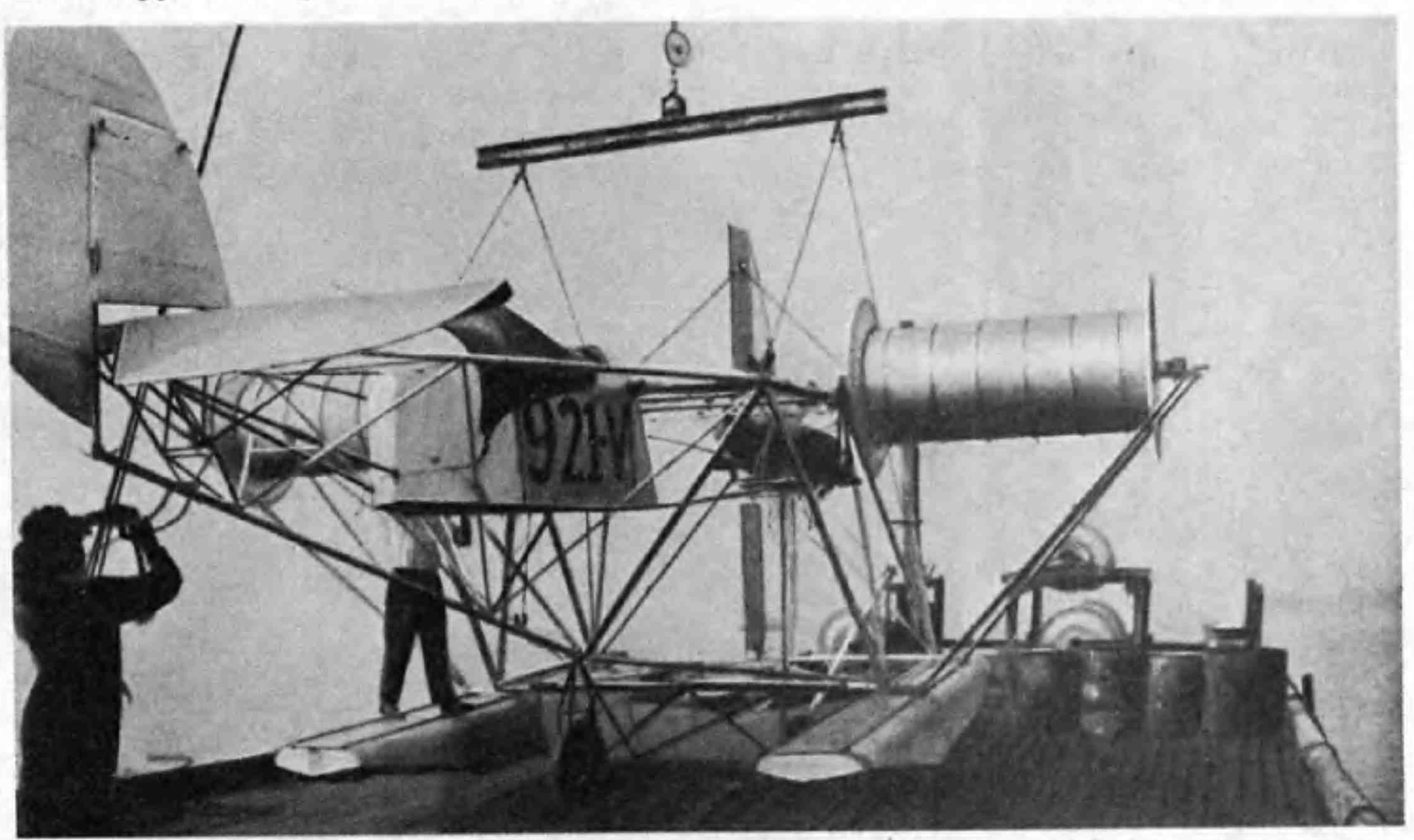


Рис. 6.23. Один из первых экспериментов по использованию в США ротора Флетнера в качестве крыла самолета (1930 г.).

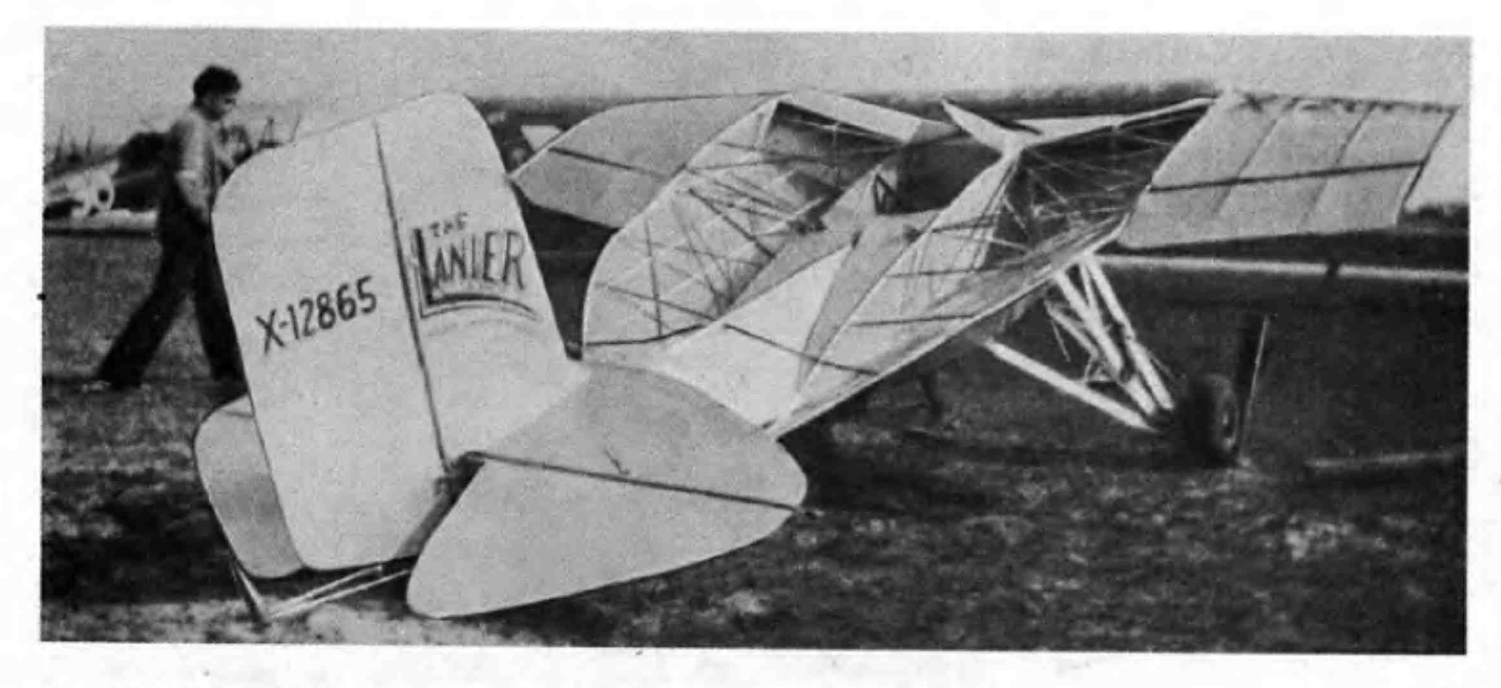


Рис. 6.24. Американский самолет «Леньер Вакуплейн» (1935 г.).

что в области открытой верхней части будет создаваться разрежение, порождающее значительную по величине подъемную силу. Плоская нижняя поверхность крыла должна была предотвратить поступление воздуха в зону мощного разрежения на верхней поверхности крыла (рис. 6.24 – 6.25).

«Вакуплейн», построенный студентами проф. Леньера, оснащался двигателем «Аэронка» мощностью 3 л.с. (2,2 кВт). В конструкции аппарата использовались детали нескольких других существующих самолетов. Небольшие аэродинамические поверхности, расположенные за пределами «вакуумной» секции крыла, служили для установки элеронов, но, вне всякого сомнения, создавали также значительную часть подъемной силы. Самолет успешно летал – медленно, но устойчиво. Кроме того, он снижался по команде с большой вертикальной скоростью при полете с малыми скоростями.

Основные данные: размах крыла 4,37 м; площадь крыла 6,8 м^2; взлетная масса 260 кг; максимальная скорость 154,5 км/ч; крейсерская скорость 128,8 км/ч; посадочная скорость 48,3 км/ч.



Рис. 6.25. «Леньер Вакуплейн».

Арочное крыло Кастера

Некоторые конструкторы, увлекаясь навязчивыми идеями, не замечали присущих им принципиальных недостатков. Окрыленный частичным успехом, изобретатель продолжал дальнейшие работы. Часто такая борьба за реализацию некритически воспринятых идей продолжалась десятилетиями.

К числу таких историй необходимо отнести и историю уникального арочного крыла, разработанного американским конструктором Уиллардом Кастером. Идея изобретения пришла к нему, когда он увидел сорванную ветром крышу ангара. Из увиденного он сделал вывод, что такое воздействие объясняется скоростью воздушного потока, обтекающего объект. Перепутав таким образом причину со следствием, он построил серию летательных аппаратов. Принятый Кастером подход заключался в том, чтобы пропускать максимальное количество воздуха через летательный аппарат, а не продвигать машину через воздух.

Испытав несколько моделей, Кастер построил в 1942 г. натурный образец своего летательного аппарата CCW-1 (арочное крыло Кастера № 1). Ключевым элементом этого летательного аппарата являлись полукольцевые секции каждой консоли крыла, расположенные около борта фюзеляжа. Стенка каждого полукольца имела форму аэродинамического профиля. Толкающий воздушный винт, приводимый в движение двигателем «Лайкоминг» мощностью 75 л. с. (55 кВт), засасывал воздух в полукольцо, придавая ему значительную по величине скорость и создавая таким образом статическую подъемную силу. CCW-1 выполнил несколько полетов, правда, не очень хорошо по стандартным для самолетов критериям, но вполне удовлетворительно с точки зрения Кастера. Концевые секции крыла имели традиционную форму; на них устанавливались элероны. Следует отметить, что эти концевые секции крыла были достаточно велики для того, чтобы самолет мог летать, используя создаваемую только ими подъемную силу. В то же время дополнительная подъемная сила, возникающая на арочных участках крыла (существующая даже при нулевой воздушной скорости), позволяла получить для всего крыла очень малые скорости сваливания. Низкие скорости полета привели к возникновению других проблем – в основном связанных с недостаточной эффективностью органов управления боковым движением, так как поверхности оперения находились вне движущегося с большой скоростью потока из арочных участков. Этот недостаток был устранен на CCW-1 путем установки небольших элеронов в верхней части арочных участков крыла. Во время второй мировой

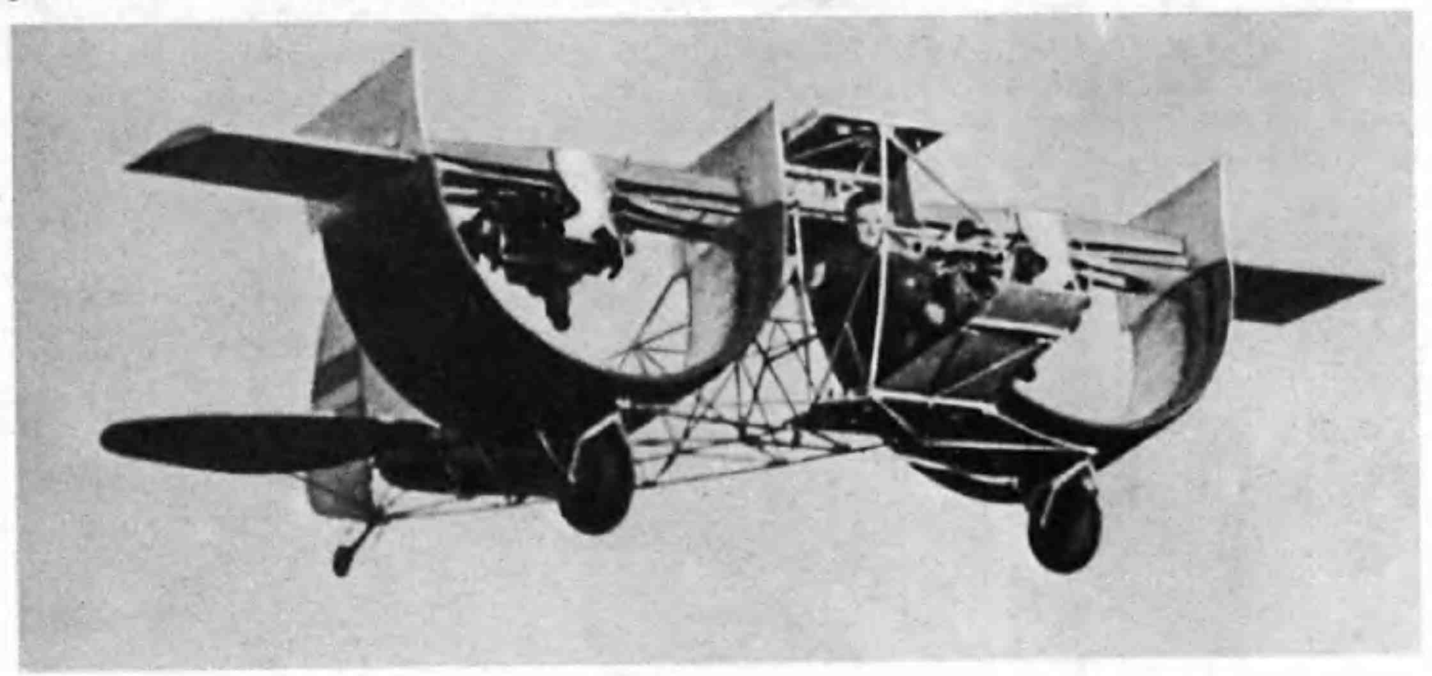


Рис. 6.26. Послевоенный, второй вариант самолета с арочным крылом CCW-2.

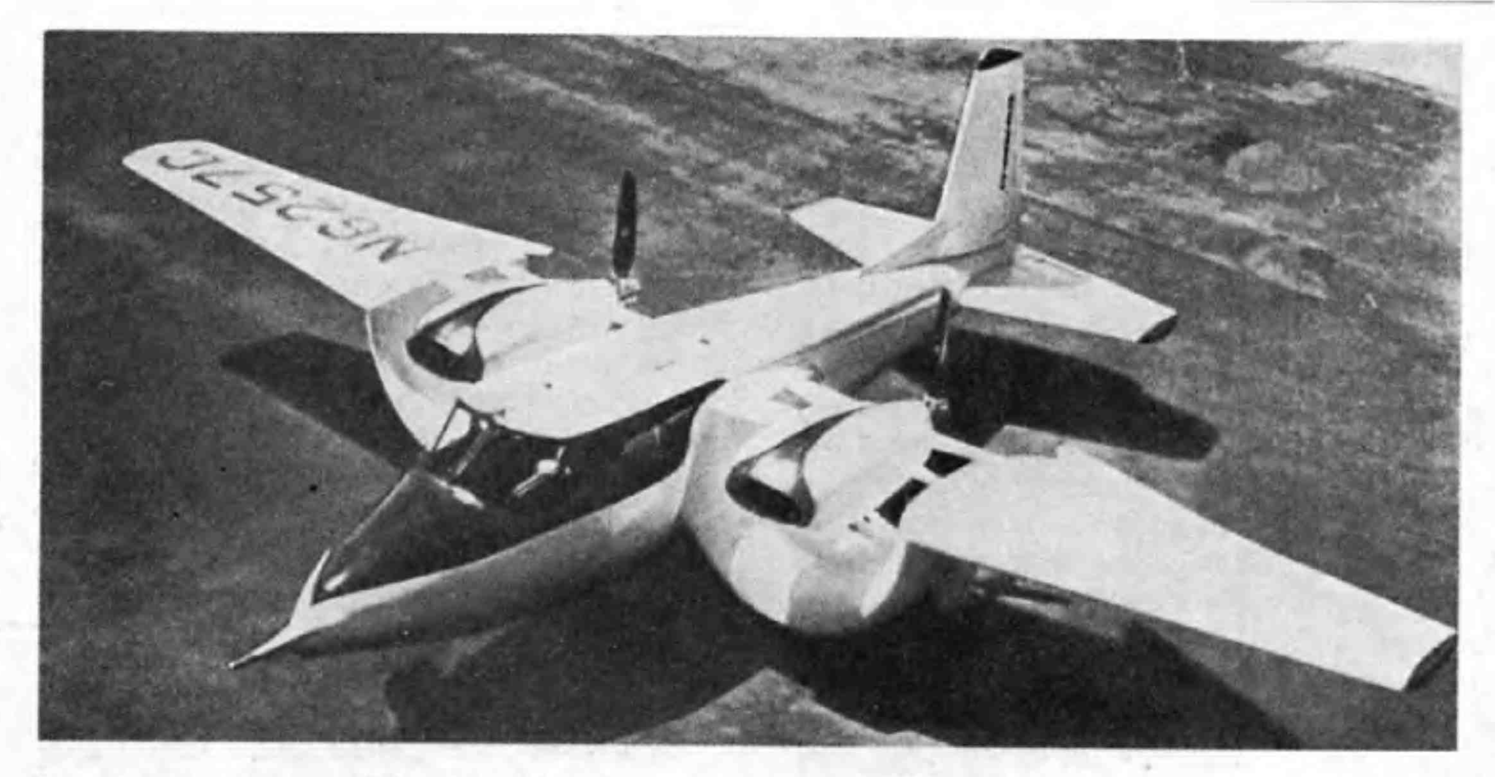


Рис. 6.27. «Кастер» 1953 г. (CCW-5 с фюзеляжем, крылом и оперением серийного легкого двухдвигательного самолета «Бауман Бригадир».)

войны военные провели небольшое исследование возможностей применения такого крыла, но до воплощения на практике дело так и не дошло. Впоследствии Кастер построил на базе фюзеляжа и оперения довоенного легкого самолета «Тейлор» J-2 «Каб» еще один вариант своего самолета – CCW-2 (рис. 6.26). Если самолет взлетал на ветер, то он действительно отрывался от земли и удерживался в воздухе. Этот самолет, вне всяких сомнений, летал за счет использования подъемной силы, создаваемой на арочных участках (хотя небольшие концевые крылышки и были установлены по настоянию Федерального авиационного управления США).

Последней моделью самолетов этого типа стал CCW-5, совершивший первый полет 13 июля 1953 г. Самолет был построен на базе фюзеляжа и оперения самолета «Бауман Бригадир» (легкий двухдвигательный пассажирский самолет с двигателями «Континенталь» мощностью 275 л.с. (202 кВт)). Эффективность создания подъемной силы в полукруглых крыльевых каналах на этом самолете значительно снизилась вследствие использования внушительных по размерам традиционных консолей крыла, которые вполне бы могли обеспечивать полет этого самолета и без полукольцевых участков (рис. 6.27, 6.28). CCW-5 со своей комбинацией традиционного и арочного крыльев продемонстрировал весьма впечатляющие полеты на малых скоростях

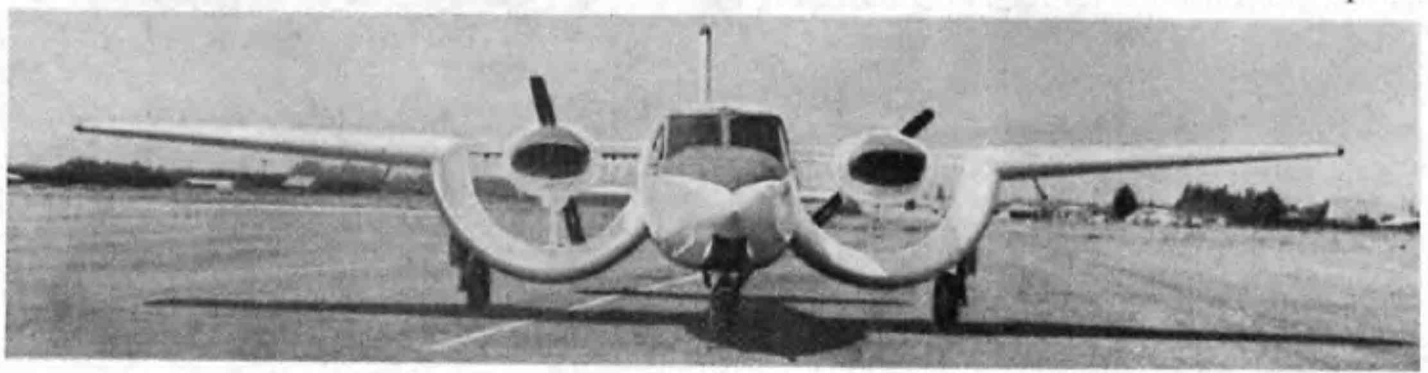


Рис. 6.28. «Кастер» CCW-5.

и очень высокую маневренность. Единственная «серийная» модель была выпущена в 1964 г., но дальнейшие заказы отсутствовали, и работы по ней были прекращены.

«Спид берд» Ларсена

Один из способов существенного сокращения времени создания нового самолета состоит в использовании тех или иных существующих агрегатов и систем традиционных самолетов. И хотя неоптимизированный планер может и не позволить раскрыть полностью возможности нового конструктивного решения, все же появляется испытательный летательный аппарат, на котором можно проверить и оценить то или иное новшество.

Стандартный двухместный учебно-тренировочный самолет ВС-12 «Тейлоркрафт» использовался для испытаний сравнительно небольшого крыла, разработанного Мерлом Ларсеном из г. Конкорд (шт. Калифорния). Эта цельнометаллическая конструкция напоминала традиционное прямоугольное крыло, оснащенное механизацией задней кромки по всему размаху. Элементы механизации были секционированы, что позволяло осуществлять их дифференциальное отклонение. В этом случае механизация могла выполнять функцию элеронов. Значительная часть площади крыла находилась в высокоскоростном потоке, сходящем с воздушного винта; поэтому крыло было способно создавать более высокую, чем при обычных условиях, подъемную силу. На самолете использовался двигатель «Континенталь» мощностью 85 л. с. (62,5 кВт), который был снят с гоночного самолета класса «Гудьир», построенного ранее Ларсеном.

В первом полете летом 1963 года самолет достаточно хорошо летал, но возникли проблемы с двигателем – он перегрелся и в конце концов остановился (капот двигателя был выполнен закрытым, и подвод воздуха оказался недостаточным для обеспечения необходимого охлаждения) (рис. 6.29). В отсутствие сходящего с воздушного винта высокоскоростного потока «Спид берд» начал стремительно терять высоту, и летчику пришлось воспользоваться парашютом...

«Райан Флексуинг»

Одной из первых, но малоуспешных попыток создания мотодельтаплана стала конструкция, разработанная фирмой «Райан аэронотикл» (г. Сан-Диего, шт. Калифорния) по заказу Армии США. Коэффициент подъемной силы крыла Рогалло (дельтаплана) довольно мал по сравнению с обычными аэродинамическими профилями. Дельтаплан, как и воздушный змей, выполняет полет при большом угле атаки, а вся подъемная сила создается за счет



Рис. 6.29. «Спид Берд» Ларсена (стандартный фюзеляж легкого самолета «Тейлоркрафт» с экспериментальным крылом).

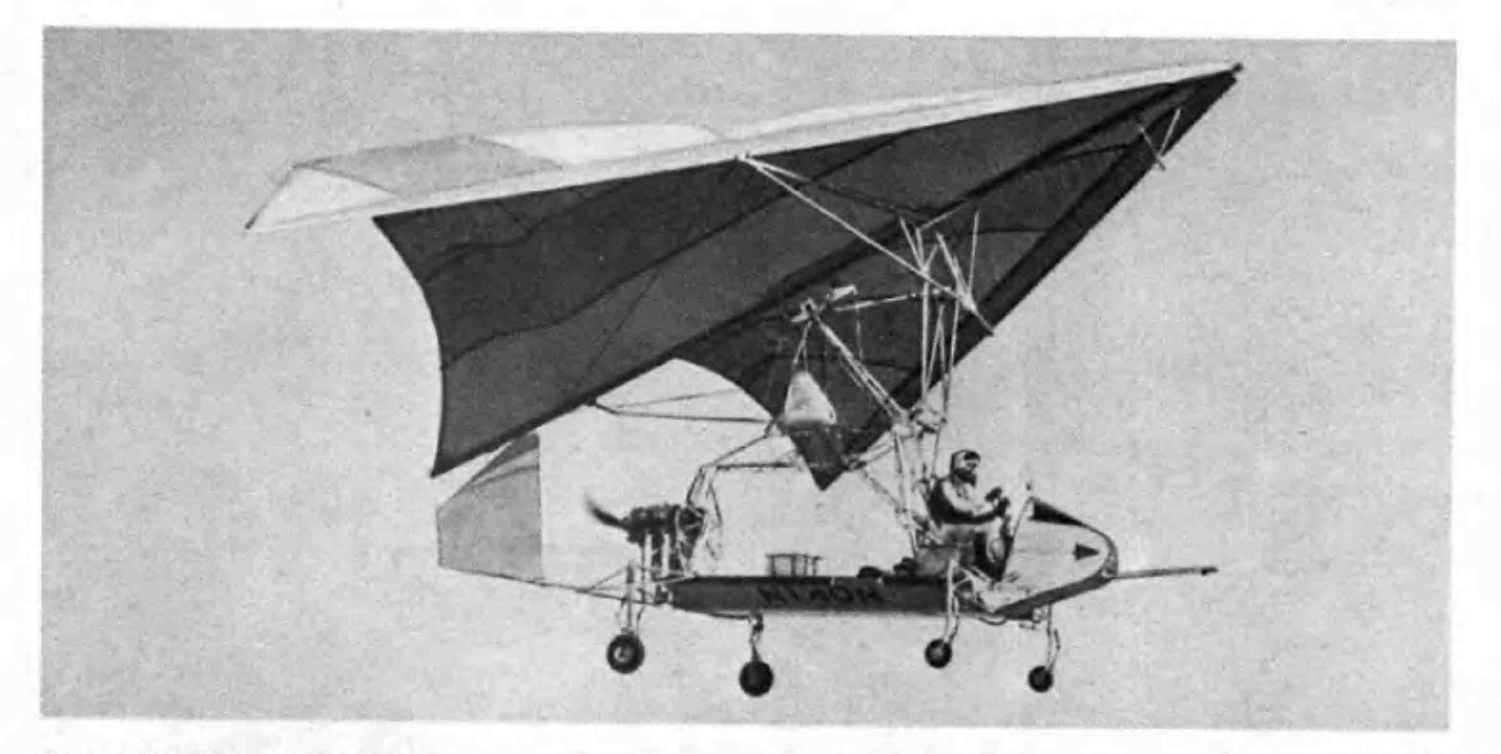


Рис. 6.30. Экспериментальный аппарат «Флексуинг» фирмы «Райан» с конструктивно и аэродинамически простым крылом Рогалло. Отметим большой угол атаки крыла в горизонтальном полете.

отклонения воздушного потока под нижней поверхностью крыла, а не благодаря разделению воздушного потока на аэродинамическом профиле.

Крыло Рогалло характеризуется двумя основными особенностями. Во-первых, это крыло состоит из одной поверхности (толщина его определяется лишь толщиной ткани). Во-вторых, конструкция такого летательного аппарата чрезвычайно проста (см. гл. 4).

Как было продемонстрировано полетами экспериментального мотодельтаплана «Райан Флексуинг» в 1962 г. (рис. 6.30), используемый в дельтаплане принцип создания подъемной силы не очень практичен для самолетов с силовой установкой, но довольно привлекателен для балансирных планеров, летающих в мощных восходящих воздушных потоках. Сочетание простой однослойной ткани, формирующей несущую поверхность, и простого каркаса из алюминиевых трубок привело к вспышке интереса к дельтапланеризму в конце 1960-х гг. Управляемость дельтаплана обеспечивается издавна известным способом – перемещением массы тела летчика.

В поисках путей совершенствования характеристик исходная треугольная форма дельтаплана постепенно видоизменилась в форму, характерную для бесхвостых планеров, а в конструкцию были добавлены продольные элементы, аналогичные нервюрам традиционных крыльев – таким путем обеспечивалась профилировка поверхности ткани. После введения этих модификаций крыло действует скорее как аэродинамический профиль, чем как воздушный змей.

Совершенствование дельтапланов естественным образом привело к оснащению их силовыми установками. Первые ультралегкие летательные аппараты такого типа строились непосредственно на базе дельтапланов, но впоследствии появились мотодельтапланы, проектирование которых с самого начала велось с учетом силовой установки. Характерным примером такого летательного аппарата является «Флайт Стар» фирмы «Флайт дизайн». В конструкции этих ультралегких летательных аппаратов предусмотрены традиционные шасси и оборудованное сидением место пилота; мотодельтаплан оснащен органами управления по трем осям (рис. 6.31).

Вне зависимости от формы крыла в плане и схемы фюзеляжа (гондолы) большинство мотодельтапланов сохранило принципиальные особенности схемы крыла Рогалло, в том числе принятый на «Райан Флексуинг» принцип построения фюзеляжа

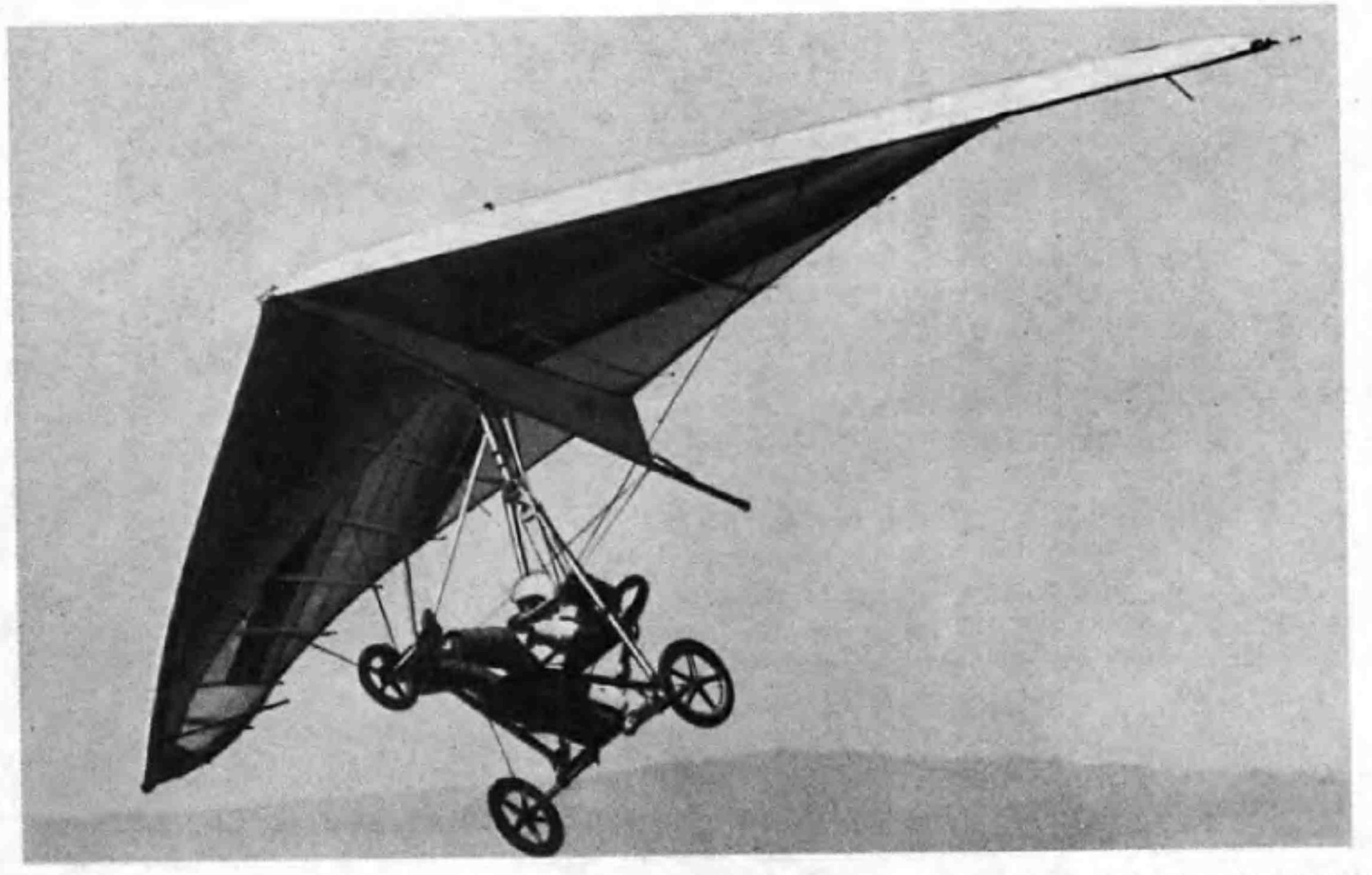


Рис. 6.31. Созданный в 1982 г. фирмой «Флайт дизайн» ультралегкий летательный аппарат «Флайт Стар», на который установлено модифицированное крыло Рогалло с увеличенным размахом.

и размещения экипажа на значительном расстоянии под крылом (что обеспечивает значительную маятниковую устойчивость).

Основные данные «Райан Флексуинг»: силовая установка – двигатель «Континенталь» 0-200 мощностью 100 л. с. (73,5 кВт); размах крыла 7,14 м; площадь крыла 42 м^2; взлетная масса 499 кг; максимальная скорость 96,5 км/ч.

Основные данные «Флайт стар»: силовая установка – двигатель «Кавасаки» мощностью 30 л. с. (22 кВт); размах крыла 10,2 м; площадь крыла 16,3 м^2; взлетная масса 208 кг; максимальная скорость 88,6 км/ч.

Аппарат с Х-образным крылом-ротором

Стремление авиаконструкторов совместить преимущества самолета при его полете на крейсерском режиме и вертолета в режиме зависания или взлета – посадки привело к созданию американскими инженерами принципиально нового летательного аппарата. В 1975 г. Управление аппаратов на воздушной подушке и авиационной техники (ASED) предложило винтокрылый аппарат, снабженный останавливаемым несущим винтом с управляемой циркуляцией. Аппарат получил обозначение «Х-Уинг». Авторы проекта на основании расчетов утверждали, что расход топлива на режиме висения у предлагаемого летательного аппарата в 3,5–4,5 раза меньше, чем у самолетов с вертикальным взлетом и посадкой (при условии их одинаковой взлетной массы), удельная же мощность силовой установки в горизонтальном полете и скорость горизонтального полета близки к соответствующим показателям обычных самолетов.

Принцип полета аппарата с Х-образным крылом заключается в следующем. Взлет, посадка и зависание происходят в вертолетном режиме, когда подъемная сила создается вращающимся Х-образным крылом-ротором. По мере разгона, который осуществляется с помощью двигате-

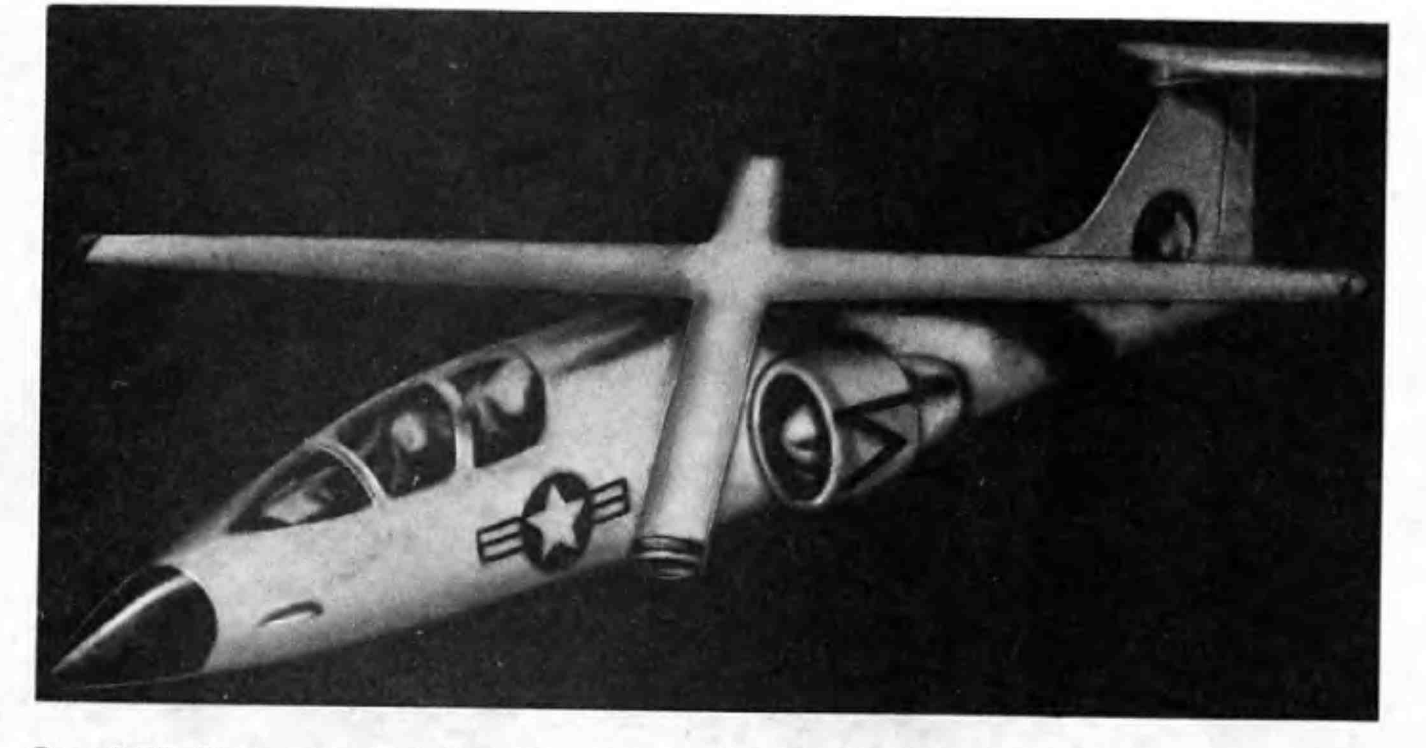


Рис. 6.32. Перспективный боевой аппарат с Х-образным крылом фирмы «Локхид».

лей, имеющих горизонтальный вектор тяги, на скорости 300–400 км/ч вращающийся ротор тормозится и останавливается в положении, симметричном относительно продольной оси аппарата (две передние лопасти имеют отрицательный угол стреловидности −45°, а две задние – положительный угол стреловидности +45°). Последующий полет осуществляется за счет подъемной силы, создаваемой Х-образным крылом.

Учитывая, что обычные профили, используемые при создании крыла самолета или ротора вертолета, для данной концепции не подходят, специалисты ASED предложили симметричный относительно центральной вертикальной оси профиль с созданием подъемной силы за счет выдувания воздуха с малой энергией через щель над задней кромкой.

Предложения ASED в течение ряда лет прорабатывались NASA, фирмами «Локхид» и «Сикорски». В результате были предложены проекты двух аппаратов, выполняемых по схеме «Х-Уинг» и предназначаемых для ВМС США.

В 1983 г. фирма «Сикорски» получила заказ на разработку и проведение натурных испытаний экспериментального аппарата с Х-образным крылом.

При разработке за основу был взят вертолет S-72RSRA. На вертолете имеются две консоли крыла и два дополнительных турбовентиляторных двигателя для обеспечения полета при отключенном роторе. Доработка вертолета заключалась в замене ротора на Х-образное крыло (диаметр крыла-ротора 17,9 м, хорда лопасти 0,9 м, площадь каждой из четырех лопастей 6,6 м^2), модернизации конструкции по обеспечению подачи в лопасти воздуха (для обеспечения управления циркуляцией) и установке цифровой системы управления циркуляцией. Экспериментальный аппарат должен иметь максимальную скорость 580 км/ч и максимальную взлетную массу 15 100 кг. Серийный боевой вариант аппарата с Х-образным крылом, предназначенный для решения задач противолодочной обороны по проекту фирмы «Локхид», должен иметь взлетную массу 12000–14000 кг и максимальную скорость полета 1000 км/ч (рис. 6.32).

Глава 7
Где установить двигатель?

Уже в процессе переделки созданного в 1902 г. планера в самолет с силовой установкой (1903 г.) братья Райт столкнулись с рядом технических трудностей. Они собирались использовать воздушные винты (два воздушных винта приводились от одного двигателя с помощью цепной передачи) и должны были обеспечить необходимый зазор между поверхностью земли и плоскостью, ометаемой воздушными винтами. Это означало, что валы воздушных винтов необходимо было установить достаточно далеко от земли (в верхней части пространства между крыльями), тогда как двигатель был размещен на конструкции нижнего крыла справа от центра масс (рис. 7.1).

Несколько лет спустя на других созданных к тому времени самолетах с колесным шасси эта проблема решалась уже проще – двигатели размещались в передней части фюзеляжа на значительном расстоянии от земли. Такое конструктивно-компоновочное решение обеспечивало более эффективное с точки зрения баланса мощностей взаимодействие двигателя и воздушного винта – двигатель, установленный в носовой части, непосредственно приводил в движение воздушный винт. Такая схема установки двигателя в настоящее время является стандартной во всем мире. Она получила название «схема установки двигателя с тянущим винтом», потому что в этой схеме воздушный винт находится в передней части самолета и действительно тянет за собой весь аппарат (рис. 7.2).

По различным причинам при создании некоторых самолетов оказывалось выгодным устанавливать воздушный винт за крылом. Такая схема установки винтовых двигателей получила название «схема с толкающим винтом». Для большинства однодвигательных самолетов схема с толкающим винтом практически полностью исключает возможность использования фюзеляжа традиционной конструкции – поэтому поверхности хвостового оперения приходится устанавливать на балках, которые придают самолету довольно необычный вид, хотя эти самолеты по схеме часто бывают достаточно традиционными (рис. 7.3). В самолетах, построенных по схеме с толкающим винтом, экипаж и двигатели размещают в укороченной конструкции, напоминающей гондолу, поэтому некоторые из самолетов с толкающим винтом получили условное название «гондольно-балочных».

Принципиально имеется некоторое аэродинамическое преимущество в установке воздушного винта непосредственно в хвостовой части самолета. Однако размещение двигателя в этой зоне не является практичным, так как в этом случае значительная масса двигателя находится далеко от центра масс. (В идеальном случае двигатель должен располагаться как можно ближе к центру масс.) В большинстве созданных самолетов с толкающими винтами двигатель располагается достаточно далеко впереди, а привод воздушных винтов осущест-

Рис. 7.1. Самолет братьев Райт (1910 г.), «модель В». Сохранена схема с цепными приводом винта и смещенным относительно оси винта двигателем.

Рис. 7.2. Французский самолет «Блерио XI» (1909 г.) – родоначальник схемы с тянущим воздушным винтом.



Рис. 7.3. Английский самолет балочной схемы с толкающим винтом «Ган Бас» фирмы «Виккерс» (1915 г.). Отметим большой сектор обстрела из носовой стрелковой установки.

вляется посредством длинных валов. Такая схема порождает немало чисто механических проблем; некоторые из них не удавалось решить вплоть до последнего времени. В тех случаях, когда более тяжелые самолеты требовали большей мощности силовой установки, часто устанавливались дополнительные двигатели. Установка дополнительных двигателей всегда влечет за собой трудности в выборе места их расположения. В случае использования двух двигателей они обычно устанавливаются по бортам фюзеляжа (независимо от схемы установки воздушного винта) для обеспечения равенства моментов от тяги двигателей относительно центра масс. В случае четырех двигателей дополнительную пару целесообразно установить на консольной части крыла, что обеспечивает максимальный КПД воздушных винтов. Однако такая схема имеет существенный недостаток – установленные на консольных частях крыла двигатели создают значительный по величине разворачивающий момент. Этот момент уравновешен в том случае, если внешние двигатели дают примерно одинаковую тягу, однако в случае отказа одного из них (что не исключено) двигатель, установленный на противоположной стороне, создает разворачивающий момент, который не может быть сбалансирован отклонением руля направления. С 1915 г., когда стали появляться крупные самолеты, конструкторы четырехдвигательных машин старались максимально приблизить двигатель к фюзеляжу для минимизации асимметрии тяги двигателей правого и левого бортов. Иногда двигатели устанавливались попарно в гондолах по противоположным бортам фюзеляжа и оснащались тянущим и толкающим воздушными винтами. В других случаях одна пара двигателей устанавливалась достаточно низко между крыльями (или же непосредственно на нижнем крыле) самолетов бипланной схемы, а другая пара – над верхним крылом. Принципиальным недостатком такой схемы является то, что самолет значительно легче разворачивается относительно оси тангажа, чем относительно оси рыскания или крена. Различие в тяге двигателей, установленных в верхней и нижней частях самолета, оказывает серьезное влияние на балансировку самолета. Один из таких шестидвигательных бомбардировщиков разбился при выполнении первого взлета после того, как на разбеге были включены верхние два двигателя. Эти двигатели располагались на высоте при-

мерно 8,5 м от земли, и их включение создало значительный по величине момент, вследствие чего самолет перевернулся через нос.

Попытки группировать 4 или большее число двигателей близко к фюзеляжу были частыми вплоть до конца 1920-х гг., когда совершенствование системы управления позволило располагать все двигатели в одну линию – вдоль размаха крыла. Еще один крупный шаг вперед в этом отношении был совершен в конце 1920-х – начале 1930-х гг., когда широкое применение монопланных крыльев с профилем большой относительной толщины дало возможность встраивать мотогондолы в конструкцию крыла. Это позволило существенно улучшить аэродинамические обводы создаваемых самолетов.

Разработка летающих лодок, имеющих фюзеляж в виде корпуса, способного плавать на воде, снова поставила конструкторов авиационной техники перед необходимостью расположения воздушных винтов достаточно высоко над водой. Для самолетов этого класса традиционной стала установка двигателей в гондолах между крыльями или над ними. Такое решение приводило к увеличению массы конструкции и порождало ряд технических сложностей. Отметим, что и сегодня выбор места для установки воздушного винта является основной проблемой при создании летающих лодок.

В ходе развития авиации были исследованы и экспериментально опробованы различные схемы установки двигателей и воздушных винтов как для однодвигательных, так и для многодвигательных самолетов. Некоторые из этих схемных решений оказались удачными и стали стандартными в практике авиастроения. Другие же показали свою нежизнеспособность и остались лишь в анналах истории авиации.

Одной из особенно популярных схем установки двигателей являлось размещение их внутри фюзеляжа непосредственно в центре масс самолета. Воздушные винты приводятся в этом случае с помощью длинных валов, а сам винт располагается либо в носовой части фюзеляжа, либо в хвостовой. В случае многодвигательных самолетов с установкой двигателей по бортам фюзеляжа привод винтов осуществляется с помощью механической системы передачи крутящего момента. В большинстве случаев такая схема установки двигателей и воздушных винтов порождала больше трудностей, чем преимуществ.

Путь для разработки новых схем раз-

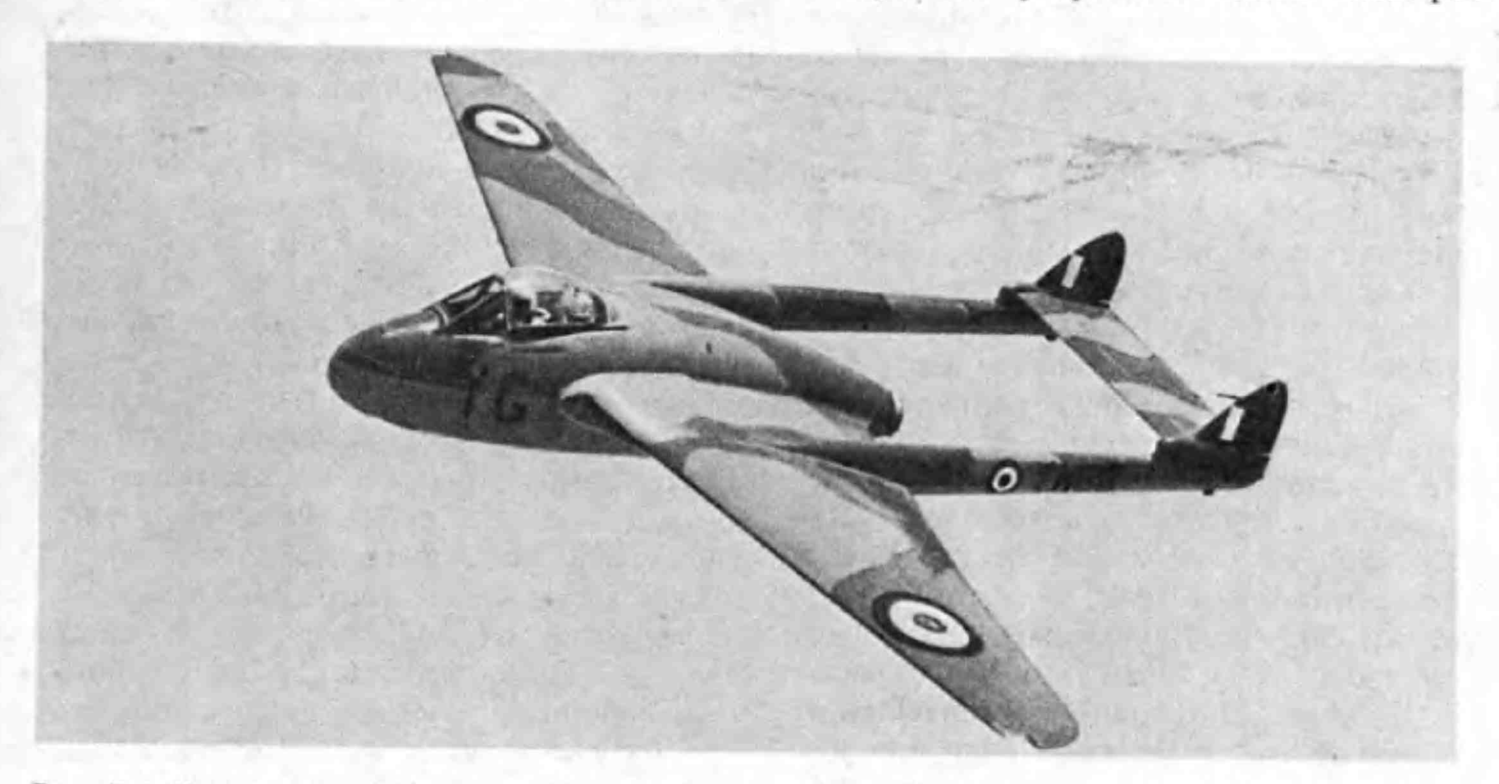


Рис. 7.4. Послевоенный британский реактивный самолет «Вампир» двухбалочной схемы (фирма «Де Хевиленд»).

мещения двигателей на самолетах открыли реактивные двигатели, не имеющие воздушных винтов и поэтому устраняющие требование обеспечения необходимых зазоров между винтом и землей. Реактивные двигатели часто устанавливаются в гондолах, где они работают в условиях, практически эквивалентных тем, в которых находились винтовые двигатели. В других случаях реактивные двигатели устанавливаются внутри конструкции самолета, что позволяет целенаправленно реализовывать компоновочные преимущества реактивных двигателей, обеспечивая «чистые» аэродинамические формы самолета (рис. 7.4).

ВОЗДУШНАЯ ТОРПЕДА «ПОЛАН-ТАТЕН»

Как только в практике авиастроения прочно утвердилась классическая аэродинамическая схема самолета с крылом в передней части фюзеляжа и хвостовым оперением в задней, наиболее логичной схемой установки двигателя стала схема с тянущим винтом. Однако установка толкающего винта в хвостовой части фюзеляжа также обладает некоторыми достоинствами. Одним из этих достоинств является уменьшение интенсивности воздушного потока, воздействующего на летчика в открытой кабине. Другим достоинством этой схемы (которое до конца не осознавалось на заре авиации, когда самолеты обладали сравнительно невысокими скоростями полета) было уменьшение сопротивления фюзеляжа, проходящего сквозь невозмущенный поток, а не через мощный вихрь, сходящий с воздушных винтов. Правда, следует сказать, что оборотной стороной этого являлось снижение эффективности поверхностей хвостового оперения в отсутствие воздействия на них сходящего с воздушных винтов потока.

Схеме установки двигателей с толкающими винтами присущи два главных недостатка. Первый из них – необходимость обеспечения зазора между воздушным винтом и землей. В случае невысокого основного шасси взлетно-посадочный угол самолета мал, что существенно увеличивает скорость отрыва самолета при взлете и посадочную скорость при посадке.

Другой и, вероятно, основной недостаток этой схемы связан с необходимостью устанавливать двигатель близко к центру масс самолета и обеспечивать привод воздушного винта с помощью длинных передаточных валов. Ряд сопутствующих этому механических проблем был разрешен только лишь в 1950-е гг. Молтоном Тейлором при создании семейства летательных аппаратов «Аэрокар». Тейлор применил в своих конструкциях сухую муфту сцепления двигателя и приводного вала.

Показанный на рис. 7.5 французский самолет «Полан-Татен» был назван «воздушной торпедой» из-за очень обтекаемой (по тем временам) формы фюзеляжа. Отметим высокий хвостовой костыль и горизонтальное положение самолета на стоянке по сравнению с обычными самолетами с тянущим винтом.



Рис. 7.5. Французский самолет «Воздушная торпеда» фирмы «Полан-Татен» (1911 г.). Толкающий винт самолета расположен за хвостовым оперением.

ЛЕТАЮЩАЯ ЛОДКА КЕРТИССА 1912 г.

Когда началась разработка самолетов, способных выполнять полеты с водной поверхности, произошло быстрое разделение этих аппаратов на два основных класса – морские самолеты, представляющие собой стандартные наземные машины, оснащенные поплавковым шасси, и летающие лодки (гидросамолеты) – аппараты, у которых фюзеляж напоминает лодку.

Большинство самолетов, оснащенных поплавками, не сталкивается с проблемами обеспечения зазора между воздушным винтом и поверхностью воды, и установка двигателя в носовой части самолета для таких машин вполне приемлема. В классе летающих лодок такая установка двигателей встречается довольно редко по вполне очевидной причине – воздушные винты должны находиться достаточно далеко от воды.

Глен Кертисс столкнулся с такой проблемой, когда в 1912 г. он создавал летающую лодку. Однако для такого самолета проблема не представляла серьезных трудностей. Конструктору удалось эффективно, с компоновочной точки зрения, заменить на одном из своих самолетов-бипланов с толкающим винтом шасси на лодочный корпус. При этом из конструкции были исключены хвостовые балки, а оперение установлено на корпус лодки в хвостовой части. Двигатель самолета размещался между крыльями биплана на достаточной высоте (рис. 7.6).

Такая схема стала стандартной для большинства летающих лодок, которые создаются вплоть до настоящего времени. Первые серийные варианты лодки, которая получила название «модель F», были построены в 1913 г. Эти двухместные самолеты оснащались двигателем «Кертисс О» мощностью 75 л. с. (55 кВт) и обладали максимальной скоростью 88 км/ч. Было построено значительное количество таких самолетов. Несколько сотен этих машин использовались в ВМС США в качестве учебно-тренировочных вплоть до окончания первой мировой войны.

VJ-22 «ВОЛМЕР»

Разработанная в 1912 г. Кертиссом схема летающей лодки активно использовалась создателями летательных аппаратов этого типа вплоть до последнего времени применительно к однодвигательным машинам (которые обычно являются амфибиями монопланной схемы). На этих самолетах двигатель в гондоле устанавливается над корпусом в районе центра масс самолета. Большинство машин указанного типа оснащается толкающими винтами, хотя есть несколько примеров использования тянущего винта. На рис. 7.7 показан самолет VJ-22 «Чубаско» (который часто называют «спортсменом»), построенный Волмером Дженсеном в 1958 г. Характерными конструктивными особенностями самолета являются использование деревянного корпу-

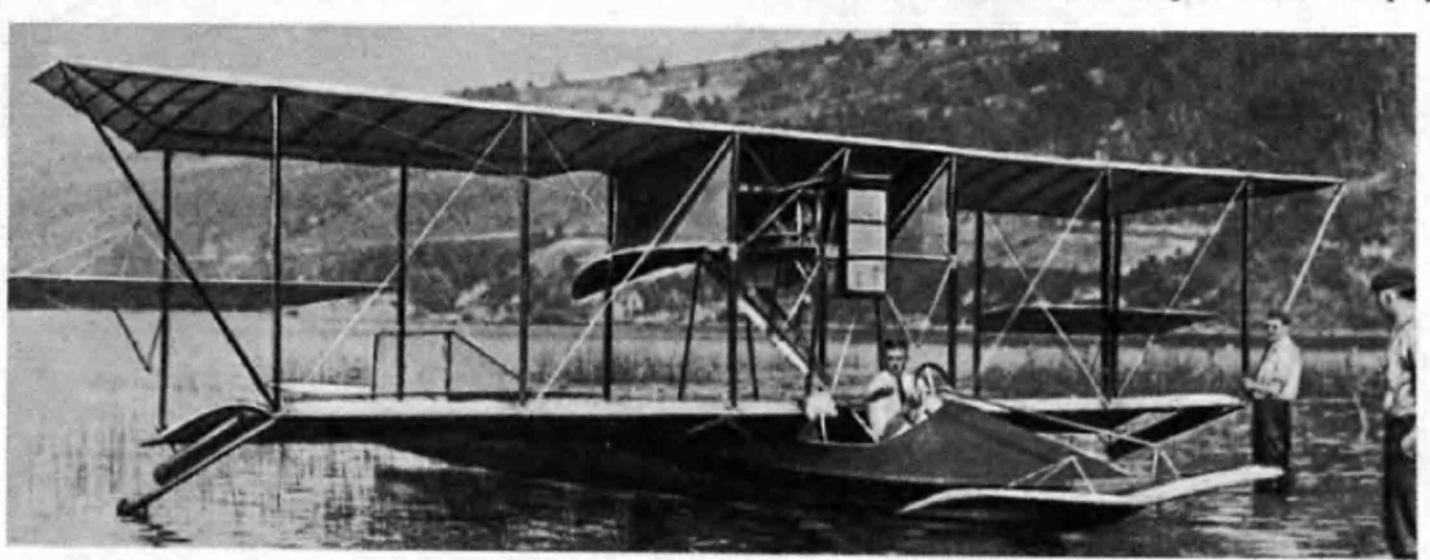


Рис. 7.6. Летающая лодка Кертисса (1912 г.), по схеме которой впоследствии строились почти все однодвигательные летающие лодки.

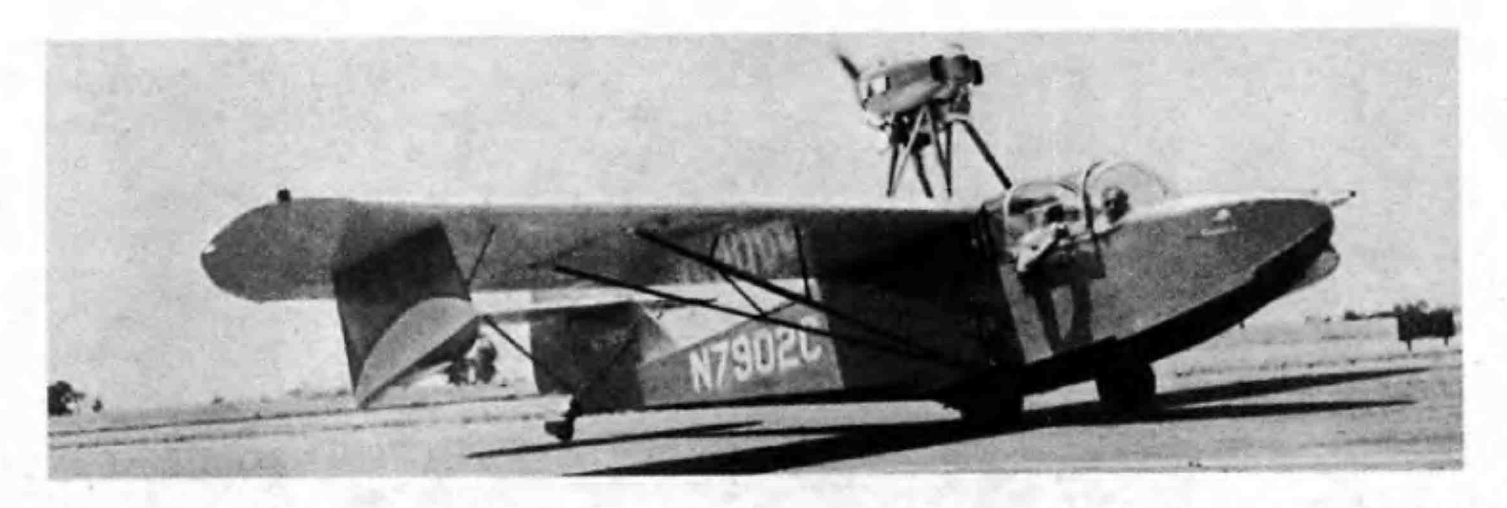


Рис. 7.7. Любительский аппарат-амфибия монопланной схемы VJ-22 «Волмер» (напоминает летающую лодку Кертисса 1912 г.).

са, крыльев и оперения от выпускаемого для рынка любительских самолетов легкого летательного аппарата с двигателем мощностью 65–100 л. с. (48–73,5 кВт). При постройке такого самолета необходимо провести значительный объем работ по корпусу и установке двигателя (этот объем работ превышает 51% всех работ по постройке самолета, поэтому выпускаемые серийно крылья и оперение могут быть использованы без нарушения правила, гласящего, что любительский или самодельный самолет должен строиться более чем на 51% руками авиатора-любителя).

После создания VJ-22 было выпущено несколько модификаций этого самолета, также предназначенных для любительского рынка.

Основные данные: силовая установка – двигатель «Континенталь» мощностью 100 л. с. (73,5 кВт); размах крыла 11,1 м; взлетная масса 680 кг; крейсерская скорость 136,8 км/ч.

D-4 «ГАЛЛОДЕ»

К числу первых попыток размещения двигателя одновинтового самолета внутри фюзеляжа в районе центра тяжести относится американский самолет D-2 «Галлоде», построенный в 1916 г. Этот самолет оснащался двумя установленными рядом в фюзеляже двигателями «Дасенберг», которые приводили в движение одиночный воздушный винт, установленный на кольце, охватывающем фюзеляж (рис. 7.8). D-2 выполнил ряд успешных полетов, но на следующей модели D-4 (1918 г.) уже использовался один двигатель «Либерти» мощностью 400 л. с. (294 кВт). Серийное производство этих самолетов не было налажено, однако D-4 оказался достаточно скоростным самолетом, и ВМС США использовали их в нескольких гонках, проведенных после первой мировой войны. Другие авиаторы также пытались реализовать концепцию винта по типу D-2, но также быстро ее оставили. Для наземных самолетов эта схема создавала значительные проблемы зазора между винтом и землей, а для морских аппаратов типа «Галлоде» возникала проблема попадания водяных брызг на воздушный винт.

Основные данные: размах крыла 14,1 м; взлетная масса 2467 кг; максимальная скорость 191,6 км/ч.

Р-39 «АЭРОКОБРА» ФИРМЫ «БЕЛЛ»

Единственным однодвигательным поршневым самолетом серийного производства с двигателем, размещенным внутри фюзеляжа в районе центра масс и приводящим воздушный винт через длинный приводной вал, был истребитель Р-39 «Аэрокобра» фирмы «Белл» (рис. 7.9). В период с 1938 по 1944 г. для ВВС США и союзников по антигитлеровской коалиции было построено более 9000 таких самолетов (включая дальнейшую модификацию этого самолета Р-63 «Кинг Кобра»).

Рис. 7.8. Американский самолет D-4 «Галлоде». Двигатель установлен в центральной части фюзеляжа, а воздушный винт охватывает хвостовую часть.

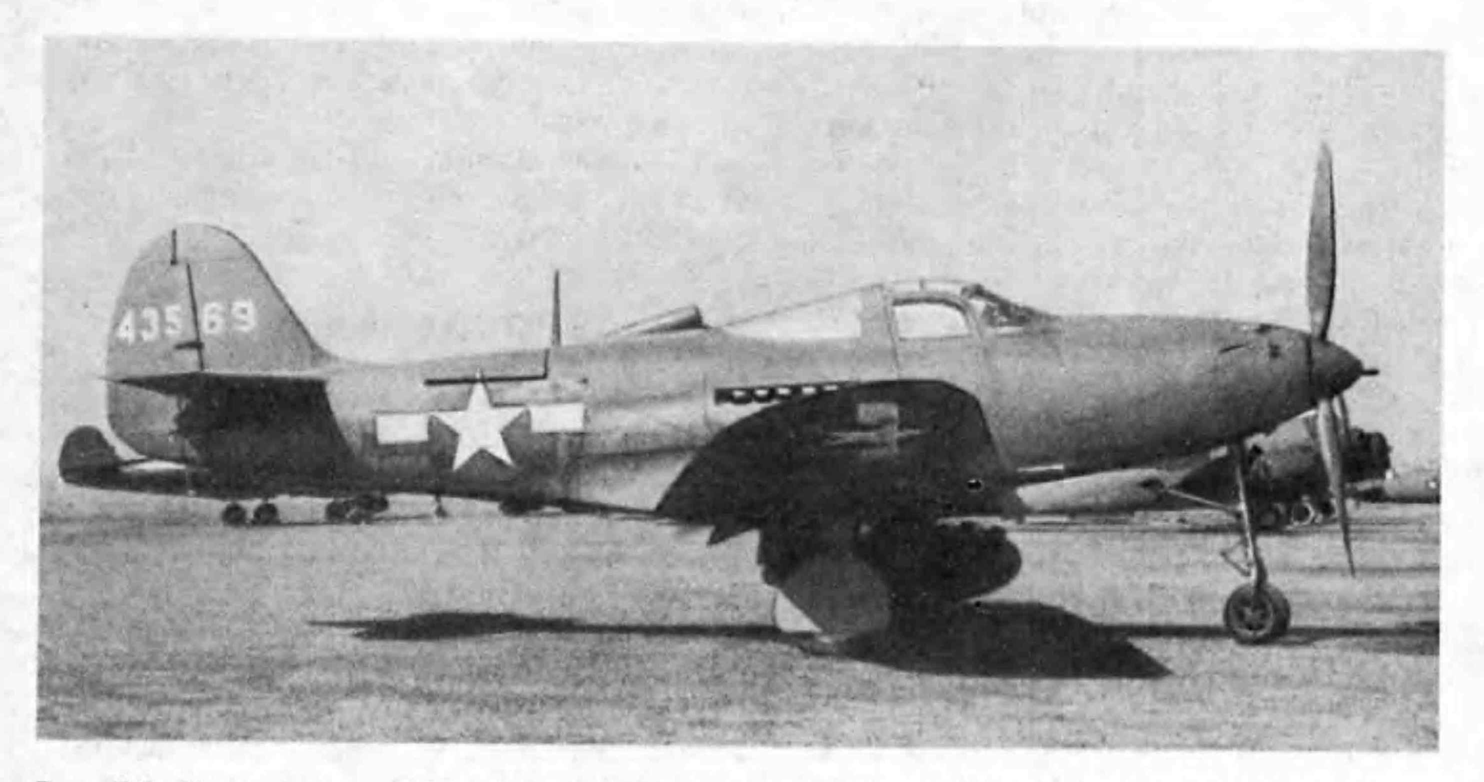


Рис. 7.9. Истребитель P-39 «Аэрокобра» фирмы «Белл» (1938–1944 гг.), двигатель которого устанавливался непосредственно над крылом и соединялся с воздушным винтом посредством вала длиной около 3 м.

Основным соображением, по которому двигатель самолета «Аэрокобра» располагался в районе центра масс, было стремление проектировщиков установить пушку калибра 37 мм в передней части фюзеляжа, где она могла стрелять через кок воздушного винта. На многих истребителях первой мировой войны пушки стреляли через полый кок винта, но они обычно устанавливались между блоками цилиндров двигателей с V-образным расположением цилиндров, у которых линия действия тяги воздушного винта проходила над коленвалом, а привод винта осуществлялся с помощью редуктора. Фирма «Белл» также могла пойти по этому пути, но в конечном итоге решила разместить двигатель в районе центра тяжести для уменьшения моментов инерции с целью повышения маневренных характеристик самолета. Длинный (3 м) вал проходил под летчиком и приводил в движение поднятый относительно оси вала воздушный винт с помощью шестеренчатой передачи.

Р-39 оказался не очень удачным истребителем, так как его высотный диапазон был значительно ограничен из-за отсутствия двухступенчатого турбонагнетателя двигателя. Однако мощное вооружение самолета, состоявшее из одной пушки калибра 37 мм и пулеметов калибра 12,7 мм, позволило эффективно применять самолеты этого типа для уничтожения фашистских танков. Особенно успешно использовали этот самолет военно-воздушные силы СССР во время второй мировой войны.

Основные данные Р-39: силовая установка – двигатель V-1710-85 фирмы «Эллисон» мощностью 1200 л. с. (880 кВт); размах крыла 10,37 м; площадь крыла 19,8 м^2; взлетная масса 3765 кг; максимальная скорость (на высоте 3350 м) 619,8 км/ч.

R-VI ЦЕППЕЛИНА И СТАКЕНА

Первыми четырехдвигательными бомбардировщиками в мире (а также и первыми реально используемыми самолетами этого класса) стали несколько созданных в России бомбардировщиков конструкции Сикорского. На всех этих самолетах двигатели располагались в одну линию над нижним крылом. Следует отметить, что эти бомбардировщики оказались не особенно удачными. Первым по настоящему удачным самолетом этого класса стал созданный в 1916–1918 гг. самолет Стакена R-VI, построенный в Германии с помощью знаменитой дирижаблестроительной фирмы Ф. Цеппелина. Буква R в обозначении самолета – это первая буква немецкого слова Riesenflugzeug – самолет-гигант. Впоследствии в Германии обозначение R было принято для всех сверхтяжелых самолетов.

В конструкции R-VI четыре двигателя были установлены попарно и оснащены тянущими и толкающими винтами. Спаренные двигатели устанавливались в единой мотогондоле по противоположным бортам фюзеляжа для уменьшения разворачивающего момента при уменьшении тяги двигателей одного борта (рис. 7.10). Такая схема стала стандартной для многих четырехдвигательных самолетов, построенных в начале 1930-х гг.

R-VI был действительно гигантским самолетом – размах крыла составлял 42,2 м, а площадь крыла 334 м^2. Мотогондолы, в



Рис. 7.10. Немецкий четырехдвигательный бомбардировщик R-VI (фирмы «Цеппелин-Стакен»), построенный в 1916–1918 гг., двигатели которого устанавливались тандемными парами в гондолах около фюзеляжа для минимизации асимметрии тяги при отказе.

которых устанавливались двигатели «Мейбах» мощностью 245 л.с. (180 кВт), были достаточно велики для того, чтобы разместить между ними кабину бортмеханика, обслуживающего двигатели в полете. На некоторых моделях этих самолетов в кабине бортмеханика размещался стрелок, который мог подняться из мотогондолы по лестнице к пулеметной установке на верхней части верхнего крыла. Взлетная масса R-VI составляла 11 800 кг, а максимальная скорость – 135,2 км/ч. Несколько таких машин было переоборудовано в пассажирские.

HP-42 ФИРМЫ «ХЕНДЛИ ПЕЙДЖ»

Опробованы и другие компоновочные схемы, целью которых было сгруппировать четыре двигателя вокруг фюзеляжа. Линия центров тяг четырех двигателей «Бристоль-Юпитер» мощностью 550 л.с. (404 кВт) самолета «Хендли Пейдж» HP-42, построенного в 1930 г., проходила еще ближе к оси самолета, чем на «Стакене» R-VI. Установленные на верхнем крыле два двигателя размещались так близко друг к другу, насколько это позволяли воздушные винты (рис. 7.11).

HP-42 стал стандартным авиалайнером авиакомпании «Империал эруэйз». Было построено 8 таких самолетов, способных перевозить от 24 до 38 пассажиров с крейсерской скоростью 160 км/ч.

Основные данные: размах крыла 39,6 м; площадь крыла 278 м²; взлетная масса 13 150 кг.

«ТЭРРЕНТ ТЕЙБОР»

Одним из ранних примеров шестидвигательного бомбардировщика, объединяющего в себе схемы установки двигателей, характерные для самолетов «Стакен» R-VI и HP-42, стал построенный в конце первой мировой войны самолет «Тэррент Тейбор» (доводка самолета была завершена уже после первой мировой войны). Это был гигантский самолет – размах центрального крыла составлял 40 м, а площадь крыльев 460 м². Взлетная масса равнялась 20 260 кг.

Силовая установка самолета состояла из 6 двигателей «Нэпьер-Лайон» мощностью 450 л.с. (294 кВт); 4 из них размещались в двух гондолах между нижним и центральным крыльями, а 2 – в гондолах между центральным и верхним крыльями (рис. 7.12). Для выполнения первого взлета самолета 26 мая 1919 г. летчик выполнял разбег, используя главным образом мощность нижних двигателей. Когда он перевел верхние двигатели на режим максимальной мощности, создаваемый этими двигателями момент оказался столь большим, что его не удалось сбалансировать путем отклонения рулей высоты, и самолет перевернулся через нос. На этом работы были прекращены.



Рис. 7.11. Британский самолет «Хендли Пейдж» HP-42» (1930 г.) с оригинальной компоновкой четырех двигателей около фюзеляжа.

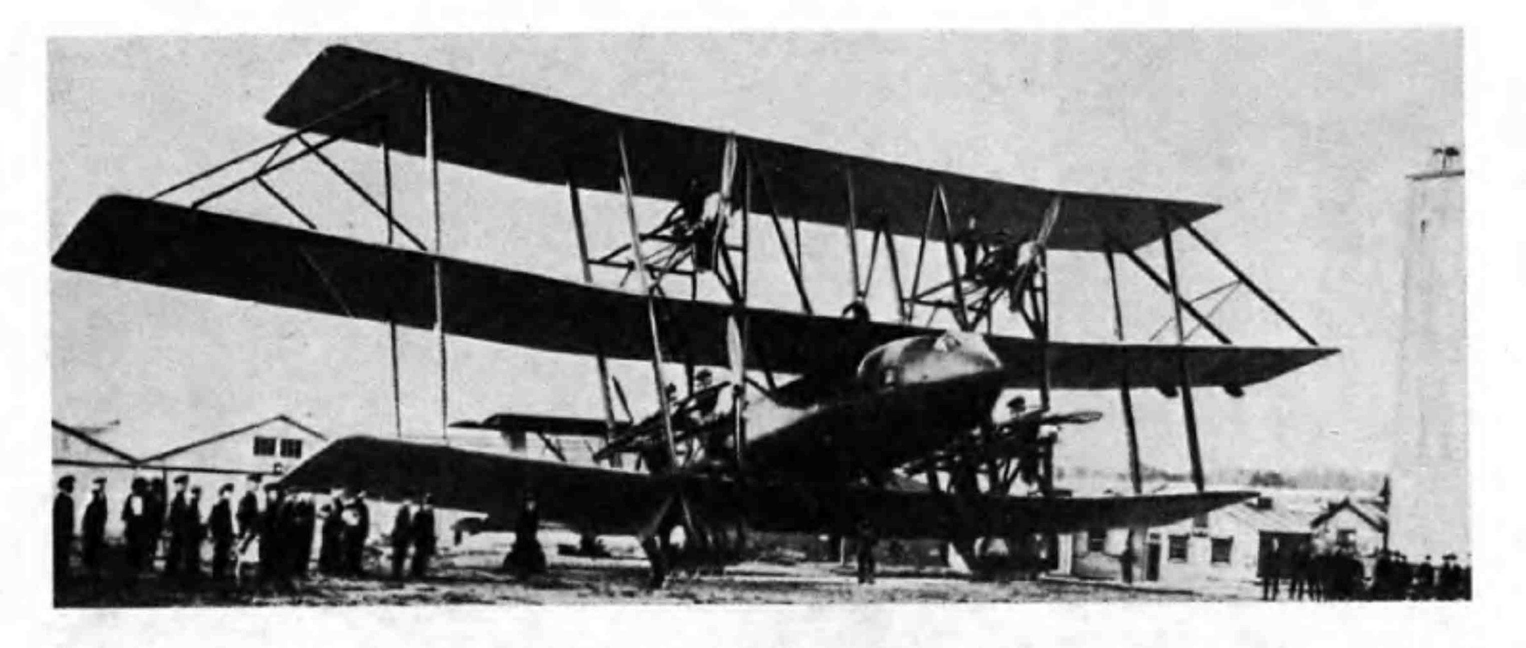


Рис. 7.12. Британский «Тэррент Тейбор» (1919 г.). При первом взлете перевод верхних двигателей на максимальные обороты вызывал опрокидывание самолета.

R-II ЛИНКЕ И ХОФМАНА

Некоторые создатели самолетов пытались реализовать преимущества внутреннего размещения четырех двигателей в конструкции тяжелых самолетов для исключения аэродинамического сопротивления традиционных мотогондол и дополнительных элементов конструкции типа подкосов и расчалок. Обычно поставленная задача решалась путем размещения воздушных винтов по бокам фюзеляжа с приводом их посредством валов и коробок передач. Иначе была решена эта проблема на построенном в 1918 г. в Германии самолете Линке и Хофмана R-II. Четыре двигателя фирмы «Мерседес» мощностью 260 л. с. (190 кВт) были размещены двумя тандемными парами внутри фюзеляжа и связаны с одиночным воздушным винтом, имеющим диаметр 6,9 м (рис. 7.13). В то время это был самый большой воздушный винт за всю историю авиации; более крупные воздушные винты применялись только на нескольких дирижаблях. Каждый из четырех двигателей мог быть отключен от вала с помощью специальной муфты, и R-II был способен выполнять нормальные полеты и на двух двигателях.

Был построен только один экземпляр этого самолета. После нескольких испытательных полетов самолет был уничтожен



Рис. 7.13. Немецкий самолет «Линке-Хофман» R-II (1918 г.) с четырьмя двигателями мощностью 260 л. с., которые приводят во вращение один воздушный винт.

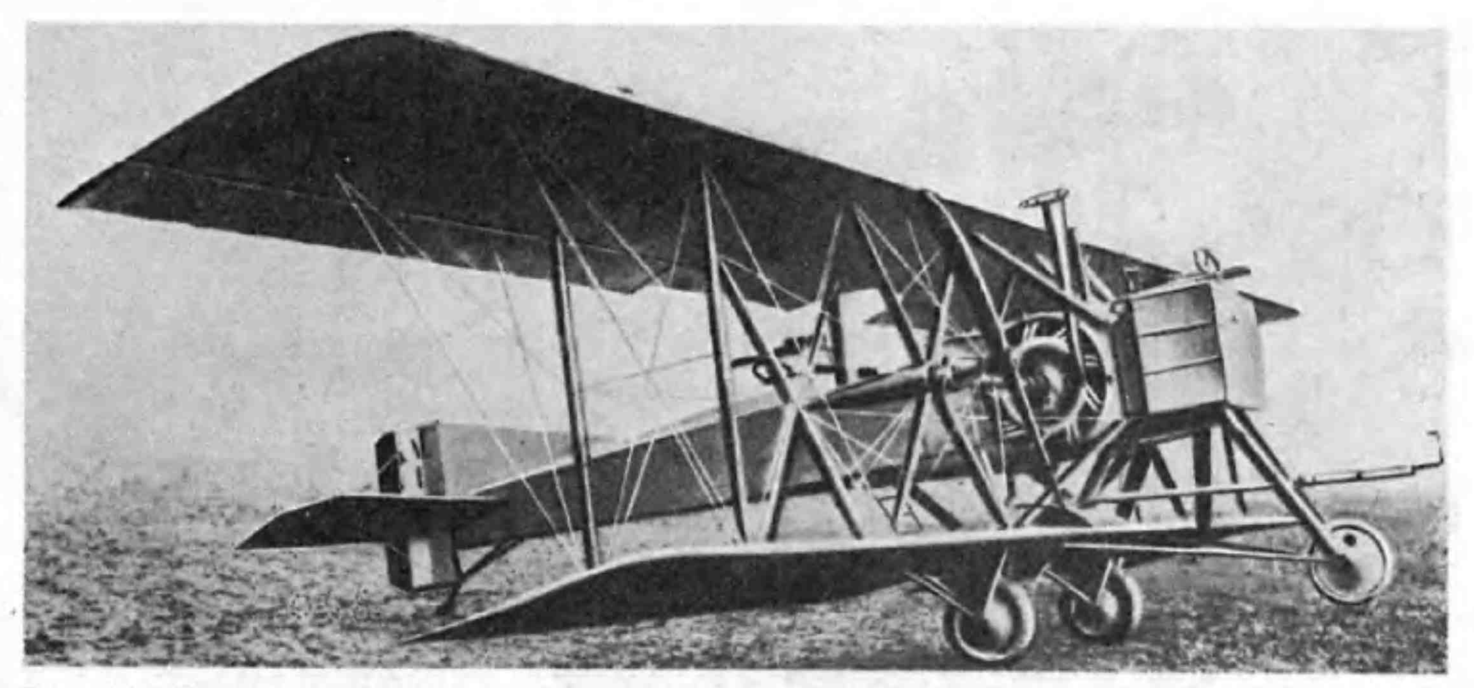


Рис. 7.14. Французский самолет «Сальмсон-Муано» (1916 г.) с одним радиальным двигателем, установленным поперек фюзеляжа, который вращает два воздушных винта.

согласно требованиям Версальского мирного договора.

Основные данные: размах крыла 42,1 м; взлетная масса 12000 кг; площадь крыла 320 м; продолжительность полета – несколько часов при крейсерской скорости 120 км/ч; максимальная скорость 130 км/ч.

«САЛЬМСОН-МУАНО»

Одним из ставших серийными самолетов, у которого один двигатель, размещенный в фюзеляже, приводил в движение два разнесенных воздушных винта посредством валов и передач, был разработанный в 1916 г. французский самолет «Сальмсон-Муано». Этот самолет воздушного наблюдения оснащался радиальным двигателем водяного охлаждения «Сальмсон» мощностью 230 л.с. (169 кВт), который устанавливался поперек фюзеляжа (рис. 7.14). Из передней и задней частей двигателя выходили валы, связанные с шестеренчатой передачей, через которую крутящий мо-



Рис. 7.15. Один из вариантов самолета «Сальмсон-Муано» (с тремя двигателями, один из которых вращает воздушный винт непосредственно, а два других – через коробку приводов).

мент передавался на воздушные винты. Эти самолеты выпускались небольшой серией.

Оригинальным самолетом был экспериментальный трехмоторный «Сальмсон», на котором два радиальных двигателя, установленные поперек фюзеляжа, приводили через систему валов и передач два воздушных винта. Третий двигатель, размещенный в носовой части, непосредственно вращал третий воздушный винт (рис. 7.15).

Do-X ФИРМЫ «ДОРНЬЕ»

На немецкой фирме «Дорнье», когда она в 1915 г. начала строить большие летающие лодки, было признано целесообразным стремиться к обеспечению максимальной близости линии тяги двигателей и осевой линии самолета. На четырехдвигательных летающих лодках двигатели обычно располагались парами в единых мотогондолах и оснащались толкающим и тянущим воздушными винтами. Послевоенные двухдвигательные летающие лодки «Дорнье» сохранили тандемную схему установки двух двигателей, но зона размещения двигателей была перенесена на верхнюю поверхность монопланного крыла. Четырехдвигательные летающие лодки оснащались аналогичными мотогондолами, максимально приближенными к оси симметрии самолета (насколько это позволяют воздушные винты).

Логическим завершением такого подхода в создании летающих лодок был гигантский самолет Do-X, спроектированный в 1926 г. и построенный в 1929 г. Силовая установка этого самолета состояла из 12 двигателей «Бристоль-Юпитер» английского производства (мощность 450 л.с., или 330 кВт), установленных в шести надкрыльевых мотогондолах. Так как воздушные винты находились непосредственно над поверхностью крыла в районе задней и передней кромок, гондолы были подняты на подкосах для обеспечения требуемого зазора между винтами и конструкцией крыла (рис. 7.16).

Do-X с исходными двигателями обладал недостаточной мощностью силовой установки. Положение не удалось исправить даже заменой этих двигателей на более мощные «Кертисс Конкерор» мощностью 600 л.с. (441 кВт). В течение нескольких лет Do-X был крупнейшим в мире самолетом по взлетной массе и величине размаха крыла. Этот самолет до сих пор остается единственным в мире 12-двигательным самолетом. В одном из своих полетов Do-X установил мировой рекорд – выполнял на протяжении одного часа полет со 169 человеками на борту – 159 пассажиров и 10 членов экипажа. Первый из трех построенных Do-X находился в Берлинском авиационном музее и был уничтожен во время одной из бомбежек в ходе второй мировой войны.

Основные данные: размах крыла 47,9 м; площадь крыла 45 м²; взлетная масса 55 880 кг; максимальная скорость 215,7 км/ч.

Do-14 ФИРМЫ «ДОРНЬЕ»

В отличие от «Сальмсона», в котором один двигатель использовался для привода

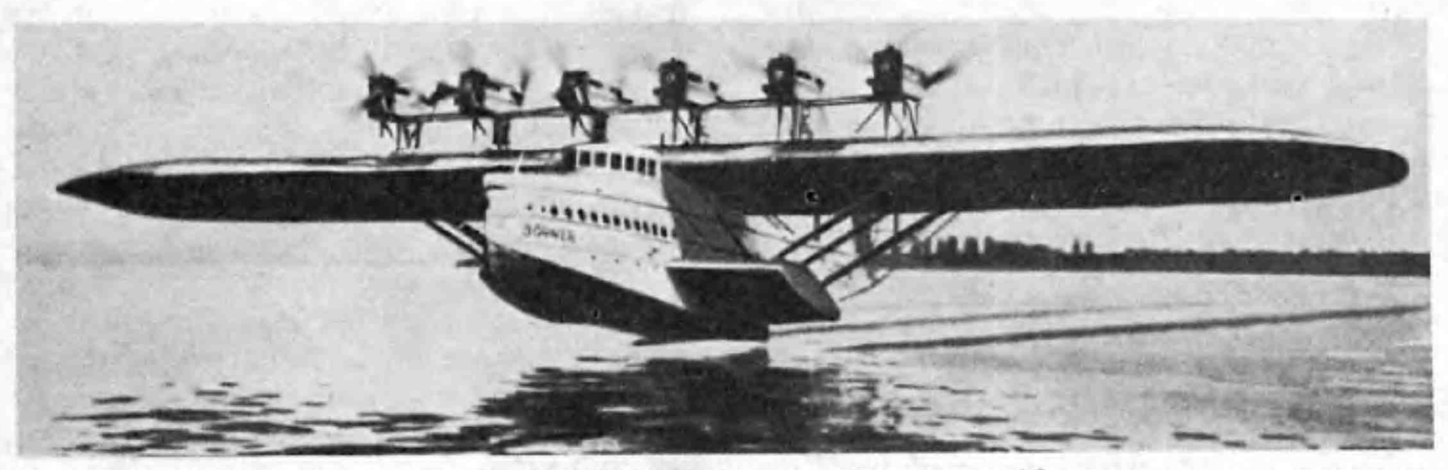


Рис. 7.16. Немецкий самолет Do-X (1929 г.) фирмы «Дорнье» с 12 двигателями в виде шести тандемных пар в гондолах над крылом.



Рис. 7.17. Летающая лодка Do-14 фирмы «Дорнье», в корпусе которой размещаются два двигателя, приводящие в движение один толкающий винт, установленный над крылом.

двух воздушных винтов, немецкий самолет Do-14 «Дорнье», построенный в 1936 г., имел один толкающий винт, расположенный в традиционном месте над крылом. Винт приводился в движение с помощью вала и двух коробок передач от двух двигателей BMW VI водяного охлаждения мощностью 690 л. с. (570 кВт), установленных в корпусе этой, во всех прочих отношениях традиционной, летающей лодки (рис. 7.17). Двигатели располагались тандемом вдоль продольной оси самолета навстречу друг другу. Каждый из двигателей был соединен с коробкой передач, расположенной между ними. Вертикальный вал, выходящий из этой коробки передач, приводил в действие редуктор, установленный сверху и непосредственно вращающий вал воздушного винта. Описанная механическая система успешно работала, но был построен всего лишь один такой самолет.

Основные данные: размах крыла 25 м; взлетная масса 11376 кг; максимальная скорость 272 км/ч.

Do-26 ФИРМЫ «ДОРНЬЕ»

В процессе проектирования приходится принимать множество компромиссных технических решений в целях удовлетворения требований, предъявляемых к летательному аппарату. Дорнье создал очень неплохой четырехдвигательный пассажирский самолет «Супер Уэл», который, к сожалению, не обладал трансатлантической дальностью полета, что позволило бы ему принять участие в международном коммерческом соревновании за право обслуживать трансатлантические воздушные линии, которые стали прокладываться в конце 1930-х гг.

Увеличение дальности полета и скорости требовало значительных по объему доводочных работ, в частности, улучшения общей аэродинамики самолета. Это было сделано при сохранении схемы установки двигателей в виде тандемных пар. Однако возникла проблема слишком близкого расположения воздушных винтов к поверхности воды. Так как воздушные винты были установлены на удлинительных валах (для того, чтобы иметь возможность сдвинуть задние двигатели несколько вперед для обеспечения требуемой центровки самолета), было найдено конструктивное решение в виде поворота валов в зоне их соединения с двигателем. Таким образом, воздушные винты значительно приподнимались при выполнении взлета и посадки



Рис. 7.18. Летающая лодка Do-26 фирмы «Дорнье» (1939 г.). Задние воздушные винты вместе с приводными валами поднимаются при взлете и посадке для предотвращения попадания брызг воды на винты.

(рис. 7.18). Незначительная потеря тяги из-за отклонения винтов вверх более чем компенсировалась увеличением крейсерской скорости полета.

Исходный самолет Do-26, построенный для германской авиакомпании «Люфтганза», использовался в полетах через Южную Атлантику вплоть до начала второй мировой войны. Для обеспечения полетов этих самолетов с бо́льшим запасом топлива, чем допускается по максимальной взлетной массе, запуск осуществлялся с помощью катапульты, установленной на специально оборудованных кораблях. Когда разразилась война, принадлежащие авиакомпании три Do-26 и все остальные находившиеся в производстве самолеты этого типа были переданы ВВС Германии.

Основные данные: размах крыла 30 м; площадь крыла 120 м^2; силовая установка – 4 дизельных двигателя «Юнкерс» «Юмо-205» мощностью 880 л. с. (647 кВт); взлетная масса 22500 кг; крейсерская скорость 304 км/ч.

МС-72 «МАККИ-КАСТОЛЬДИ»

Самым распространенным способом увеличить скорость однодвигательного самолета является установка более мощного двигателя. Если такого двигателя нет, приходится искать другие способы решения проблемы.

Для гоночного самолета дополнительное сопротивление при традиционной схеме установки двух двигателей будет поглощать практически любое приращение скорости, которое может быть получено за счет увеличения мощности силовой установки. Марио Кастольди решил эту проблему на самолете МС-72 (построенном итальянской формой «Макки»), который он готовил в 1931 г. для участия в гонках на приз Шнайдера.

Это был обычный одноместный гоночный морской самолет с тянущим винтом и двумя поплавками. Силовая установка самолета состояла из двух двигателей «Фиат AS-6» мощностью 1300 л. с. (955 кВт), установленных друг за другом и связанных в единый энергоузел. Эти двигатели приводили в движение соосные воздушные винты противоположного вращения (рис. 7.19).

Различные технические проблемы не позволили МС-72 принять участие в гонках 1931 г., для которых он и был построен, но после установки новой пары двигателей, развивающих мощность 3100 л. с. (2278 кВт), 23 октября 1934 г. на этом самолете был установлен мировой рекорд скорости полета – 709,7 км/ч. Этот рекорд был зарегистрирован в качестве абсолютного рекорда скорости, и хотя в 1939 г. он был побит несколькими экспериментальными сухопутными самолетами немецкого производства, для винтовых гидросамолетов он и сегодня остается рекордом. Самолет МС-72 в настоящее время находится на хранении в Авиационном музее в Турине.

Основные данные: размах крыла 9,47 м; площадь крыла 15 м^2; взлетная масса 2900 кг.

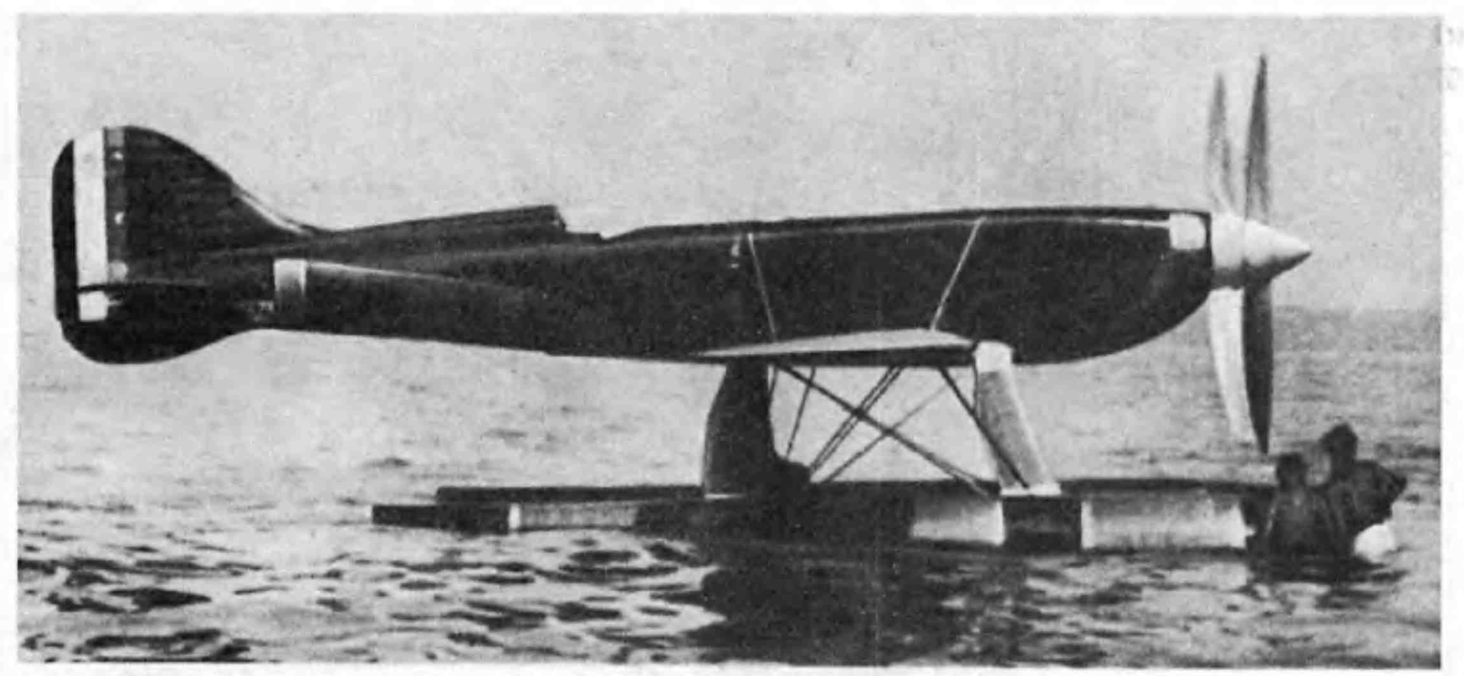


Рис. 7.19. Итальянский гоночный самолет «Макки-Кастольди» с двумя расположенными тандемом двигателями и первыми в мире работоспособными соосными винтами противоположного вращения.

«ОЛИМПИК» ФИРМЫ «ЛОКХИД»

Другой способ реализации преимуществ, даваемых двухдвигательной силовой установкой (в том числе и по отказобезопасности) при одновременном сохранении обтекаемых форм, характерных для однодвигательных самолетов, был испробован американцем Аланом Лоухедом в 1931 г. Он использовал для создания своего самолета планер высокоплана «Вега» фирмы «Локхид».

Силовая установка состояла из двух двигателей «Менаско» мощностью 125 л. с. (91,9 кВт). Эти шестицилиндровые рядные двигатели воздушного охлаждения устанавливались рядом в расширенной носовой части фюзеляжа (рис. 7.20). Экспериментальный самолет, получивший название «Олимпик», выполнил несколько успешных полетов. Однако в годы экономического кризиса в начале 1930-х гг. этот самолет не нашел заказчиков.



Рис. 7.20. Самолет американца А. Лоухеда «Олимпик Дуо Сикс». Два двигателя «Менаско», установленные рядом головками цилиндров вниз, обеспечивают минимальный зазор между воздушными винтами.

«ЮНИТВИН СТАРЛАЙНЕР» ФИРМЫ «ЛОКХИД»

Идея Лоуxеда и Локхида о целесообразности установки двух двигателей в носовой части фюзеляжа, аналогично тому, как это делается на однодвигательных самолетах, не была забыта после неудачи с «Олимпиком». В 1938 г. фирма «Локхид эркрафт» организовала дочернее предприятие «Вега эркрафт» неподалеку от своего основного завода в г. Бербанк (шт. Калифорния). Именно здесь была предпринята попытка реализовать описанный выше подход другим способом.

На самолете, как и раньше, использовались два двигателя «Менаско» мощностью 250 л. с. (183,7 кВт) и планер одного из построенных ранее фирмой «Локхид» самолетов «Олтер». Таким образом была создана летающая лаборатория для отработки идеи, которая своими корнями уходит к самолету R-II Линке и Хофмана – установить рядом два двигателя, приводящие в движение один воздушный винт. В этом самолете двигатели были размещены вертикально, что позволило получить достаточно традиционную форму носовой части (рис. 7.21). Такая схема установки получила название «Юнитвин». Если один из двигателей отказывает, он может быть отсоединен от воздушного винта, а самолет будет продолжать полет на одном двигателе.

Модифицированный таким образом «Олтер» летал довольно успешно, что вдохновило его создателей на разработку коммерческой модели самолета, который впоследствии получил название «Старлайнер». Этот самолет, как и его предшественник, оказался удачным; однако наращивание военных приготовлений ко второй мировой войне привело к тому, что от проекта пришлось отказаться.

Основные данные: размах крыла 12,5 м; взлетная масса 2720 кг; крейсерская скорость 286 км/ч при относительной мощности силовой установки 66% и 249,6 км/ч при относительной мощности 55%.

Do-335 «ПФАЙЛЬ» ФИРМЫ «ДОРНЬЕ»

Дорнье разработал самолет Do-335 «Пфайль» (в переводе с немецкого «стре-



Рис. 7.21. Самолет «Старлайнер» фирмы «Локхид» с силовой установкой «Юнитвин», состоящей из двух размещенных рядом двигателей «Менаско» и одного воздушного винта.



Рис. 7.22. Двухдвигательный самолет Do-335 фирмы «Дорнье» (1944 г.) с воздушными винтами как в носовой, так и в хвостовой части фюзеляжа. На снимке показан двухместный учебный вариант самолета.

ла») в конце второй мировой войны. Это самолет-истребитель, оснащенный двумя двигателями «Даймлер-Бенц» 603А мощностью 1700 л. с. (1286 кВт), которые размещались в узком фюзеляже. При установке двигателей была реализована идея Кастольди о тандемном расположении двигателей по оси самолета наряду с более старой идеей использования расположенного за хвостовым оперением толкающего винта. В результате был создан очень удачный самолет с тандемным размещением двигателей и тянущим и толкающим воздушными винтами. Один двигатель находился в носовой части фюзеляжа, а другой – сразу за крылом. Задний двигатель приводил в движение толкающий воздушный винт с помощью удлинительного вала (рис. 7.22). Передний двигатель оснащался традиционным носовым радиатором, а радиатор заднего двигателя находился в нижней части хвостового отсека фюзеляжа, как это было сделано на самолете Р-51 «Мустанг».

Хвостовое оперение самолета было выполнено по схеме «крест» – поверхности вертикального и горизонтального оперения имели одинаковую форму и равную площадь и располагались как над фюзеляжем, так и под ним, причем подфюзеляжный киль обеспечивал защиту воздушного винта от касания земли при нештатном выполнении взлета или посадки. Для того чтобы исключить возможность попадания летчика в зону заднего винта и киля при покидании самолета с парашютом, лопасти воздушного винта и верхняя плоскость вертикального оперения в аварийной ситуации отстреливались.

В 1937 г. Дорнье запатентовал аналогичную схему самолета с тянущим и толкающим винтами. Однако ему не удалось убедить правительство в необходимости строить такой истребитель. Являясь одним из основных в Германии производителей бомбардировщиков, он получил указание продолжать работы исключительно в этом направлении и не распылять свои силы, пытаясь создать самолет-истребитель. Однако к 1942 г. идея создания двухдвигательного перехватчика-бомбардировщика внезапно стала очень популярна среди руководства фашистской Германии, и, таким образом, было дано разрешение на проведение работ над Do-335.

Опытные образцы Do-335 стали выполнять полеты в сентябре 1943 г., однако технические трудности привели к тому, что первые серийные Do-335A-1 вышли из цехов завода Дорнье только в начале 1945 г. В результате они не принимали участия в боевых действиях. До начала серийного производства было разработано несколько моделей этого самолета, в том числе ночной истребитель и фоторазведчик, а также двухместный учебно-тренировочный самолет с тандемным размещением летчика-инструктора и курсанта.

«Пфайль» оказался одним из наиболее скоростных поршневых истребителей всех времен. Самолет был способен взлетать и

садиться и осуществлять набор высоты при отказе одного из двигателей. Это был довольно большой самолет: размах крыла составлял 13,75 м; площадь крыла 38,5 м^2; взлетная масса (для модели А-1) 9610 кг. Максимальная скорость на высоте 6400 м составляла 763 км/ч, что несколько больше установленного 26 апреля 1939 г. абсолютного рекорда скорости 755 км/ч. Этот рекорд для самолетов с поршневыми двигателями оставался непревзойденным вплоть до 16 августа 1969 г., когда он был превышен (777 км/ч) Деррилом Гринаймайером на усовершенствованном самолете F-8F «Беркэт» фирмы «Грумман» (исходный самолет был разработан фирмой в 1946 г.). В годы мировой войны авиационные рекорды не регистрировались, поэтому поистине рекордный самолет «Пфайль» официально этого звания не имел.

На сегодняшний день сохранился только один экземпляр Do-335, который является собственностью Национального музея авиации и космонавтики США при Смитсонском институте.

PA-22 «ТРИПЕЙСЕР»

Интересным возвращением идеи, положенной в основу созданного Лоухедом самолета «Олимпик», по размещению двух двигателей рядом в носовой части фюзеляжа является разработанный в 1952 г. Гарольдом Вагнером из г. Портленда (шт. Орегон) самолет PA-22. Однако Г. Вагнер пошел еще дальше – вместо того, чтобы разнести два двигателя «Лайкоминг» мощностью 125 л. с. (92 кВт) на расстояние, достаточное для обеспечения зазора между воздушными винтами, он расположил двигатели существенно ближе друг к другу. Необходимый зазор между воздушными винтами был обеспечен иначе – на левый двигатель был установлен удлиненный кок, вследствие чего воздушный винт сдвинулся несколько вперед (рис. 7.23). Таким образом, два воздушных винта в процессе вращения перекрывали друг друга практически на длину лопасти. За исключением нетрадиционной установки двигателей, это был стандартный самолет Р-22 фирмы «Пайпер».

«КАПРОНИ-КАМПИНИ» № 1

Появление в начале второй мировой войны турбореактивных двигателей открыло новые возможности конструктивно-компоновочного решения проблемы установки двигателей. Двухдвигательные реактивные самолеты обычно строились по схеме, в которой двигатели располагались под крылом (если это были относительно неболь-



Рис. 7.23. Самолет «Твин Трипейсер» Г. Вагнера. Использована схема А. Лоухеда, но двигатели установлены еще ближе друг к другу, с перекрытием вращающихся лопастей.

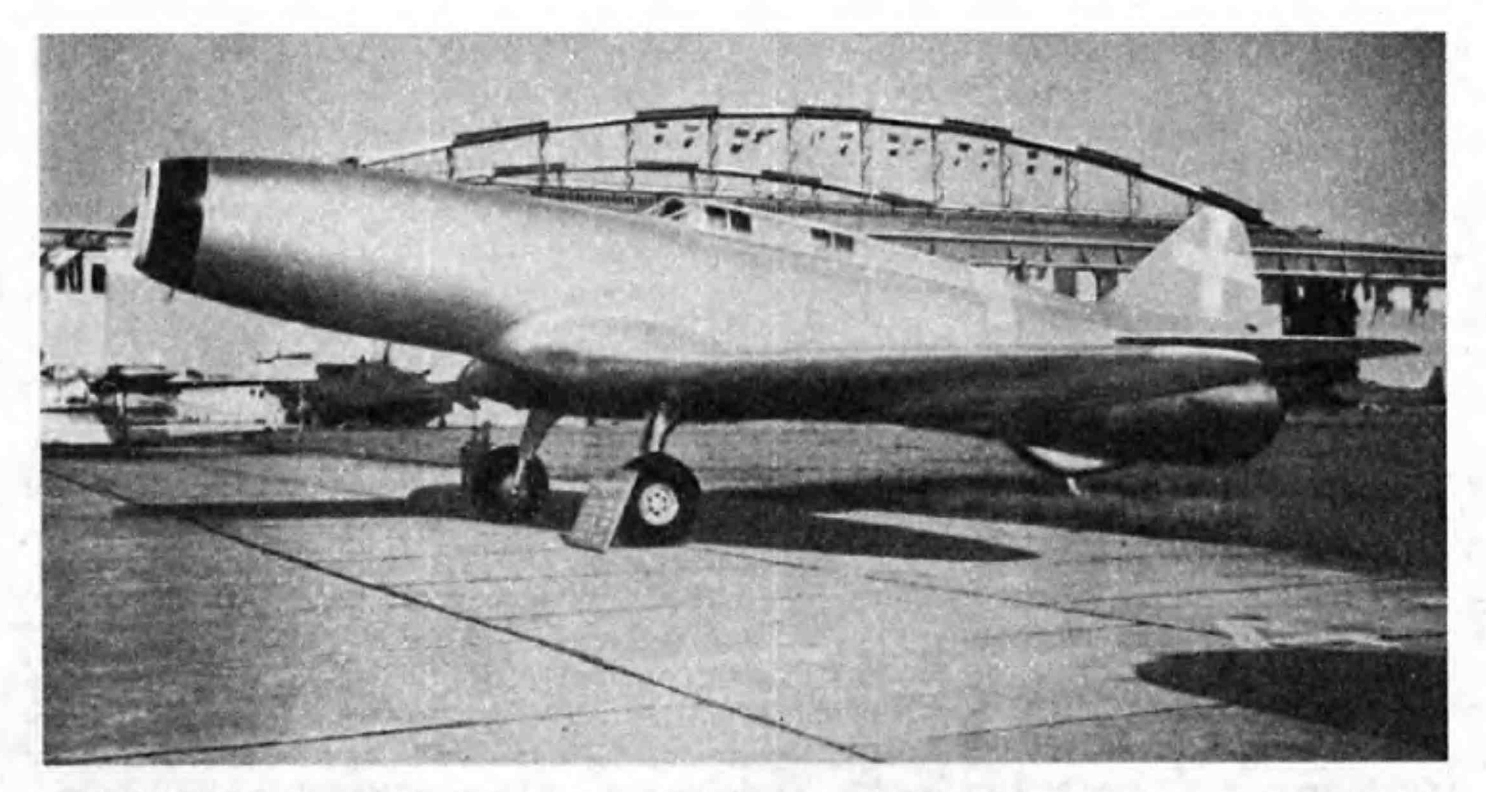


Рис. 7.24. Итальянский самолет «Капрони-Кампини» № 1 (1940 г.) с поршневым двигателем.

шие самолеты-истребители); впоследствии эти двигатели на более тяжелых самолетах (типа бомбардировщиков) стали встраиваться в конструкцию крыла. Наиболее популярной схемой однодвигательных самолетов была установка двигателя в середине фюзеляжа. При этом воздух для двигателя поступал через лобовой воздухозаборник, а реактивная струя истекала из сопла, размещенного в хвостовой части фюзеляжа.

Интересно, что одним из первых летавших реактивных самолетов в мире был созданный в 1940 г. итальянский самолет «Капрони-Кампини» № 1 (часто ошибочно называемый СС-2), который в действительности не имел турбореактивного двигателя (рис. 7.24). В силовой установке этого самолета использовался поршневой двигатель «Изотта-Фраскини» мощностью 900 л. с. (661,5 кВт), который приводил в движение компрессор, подающий воздух высокого давления в камеру сгорания (где происходили смешение сжатого воздуха с топливом, его последующее воспламенение, сгорание и истечение через реактивное сопло). В этом смысле «Капрони-Кампини» № 1 являлся двухдвигательным самолетом, хотя для создания тяги использовался только один двигатель.

Первый полет самолета был осуществлен 28 августа 1940 г., но он был воспринят всего лишь как любопытный эксперимент. В условиях отсутствия интереса со стороны официальных кругов дальнейшие работы над самолетом были прекращены. Этот двухместный самолет имел размах 15,86 м, площадь крыла 36 $м^2$ и взлетную массу 3196 кг. Максимальная скорость полета составляла лишь 375 км/ч, что совершенно не характерно для настоящих реактивных самолетов, созданных вскоре после него.

И все же «Капрони-Кампини» № 1 внес свою лепту в развитие авиации, которая, возможно, и не всеми осознается. В этом самолете впервые была использована форсажная камера, в которой дополнительное топливо сгорает в потоке, создавая дополнительную тягу. До использования форсажных камер максимальная скорость «Капрони-Кампини» составляла всего 330 км/ч. Форсажные камеры реактивных двигателей нашли широкое применение на боевых самолетах, начиная с 1950-х гг. Поэтому, хотя судьба самолета «Капрони-Кампини» и оказалась неудачной, следует отметить тот вклад, который он внес в прогресс авиации.

Один из экземпляров «Капрони-Кампини» сохранился и в настоящее время находится в Музее науки и техники Милана.

Глава 8
Шасси

Нетрадиционная схема шасси способна придать летательному аппарату довольно необычный облик. Нетрадиционное шасси часто является результатом принципиального отхода от традиционных схем собственно летательного аппарата, который требует столь же существенного отхода от классических схем создания взлетно-посадочных устройств. В некоторых случаях вполне традиционные летательные аппараты оснащались необычным шасси для обеспечения способности выполнять некоторые специальные задачи.

В середине 1930-х гг. многие новые летательные аппараты считались необычными уже из-за того, что они оснащались трехопорным шасси с расположением основных опор за центром масс, а носового колеса перед ним (рис. 8.1). Многие не знали (или же забыли), что трехопорное шасси с носовым колесом широко использовалось до начала первой мировой войны, после чего эта схема практически исчезла из практики самолетостроения вследствие специфических военных требований к летно-техническим характеристикам самолетов. Дополнительное колесо вызывало увеличение массы конструкции и аэродинамического сопротивления самолета, а также затрудняло рулежку и эксплуатацию летательного аппарата на земле. Выгоды от повышения безопасности взлета и посадки боевых самолетов считались не столь существенными, так как военные летчики были привычны к обращению со «строптивыми» самолетами.

Требования военного времени привели к появлению схем самолетов, которые после войны стали стандартными. Понадобилось более 20 лет для того, чтобы авиационные специалисты окончательно убедились в целесообразности весовых затрат на создание трехопорного шасси ради повышения безопасности взлета и посадки, а также повышения эксплуатационных характеристик на земле. Термин «традиционное шасси» до сих пор относится к схеме с размещением двух опор основного шасси впереди и хвостового колеса сзади. Однако сейчас этот термин уже не отражает существующих реальностей – практически все серийные гражданские и военные самолеты оснащены трехопорным шасси с носовым колесом.

Важным достоинством трехопорного шасси является существенное снижение склонности аппарата к капотированию при посадочном пробеге, так как колеса основного шасси располагаются за центром масс. Кроме того, горизонтальное положение фюзеляжа существенно улучшает обзор из кабины экипажа при рулежке. На таком самолете можно более резко тормозить без риска перевернуться через нос.

Существенным недостатком трехопорной схемы шасси в прошлом являлось то, что носовое колесо не было управляемым. Однако в период до первой мировой войны это не имело большого значения, поскольку самолеты практически не выполняли рулежку на аэродроме; они обыкновенно

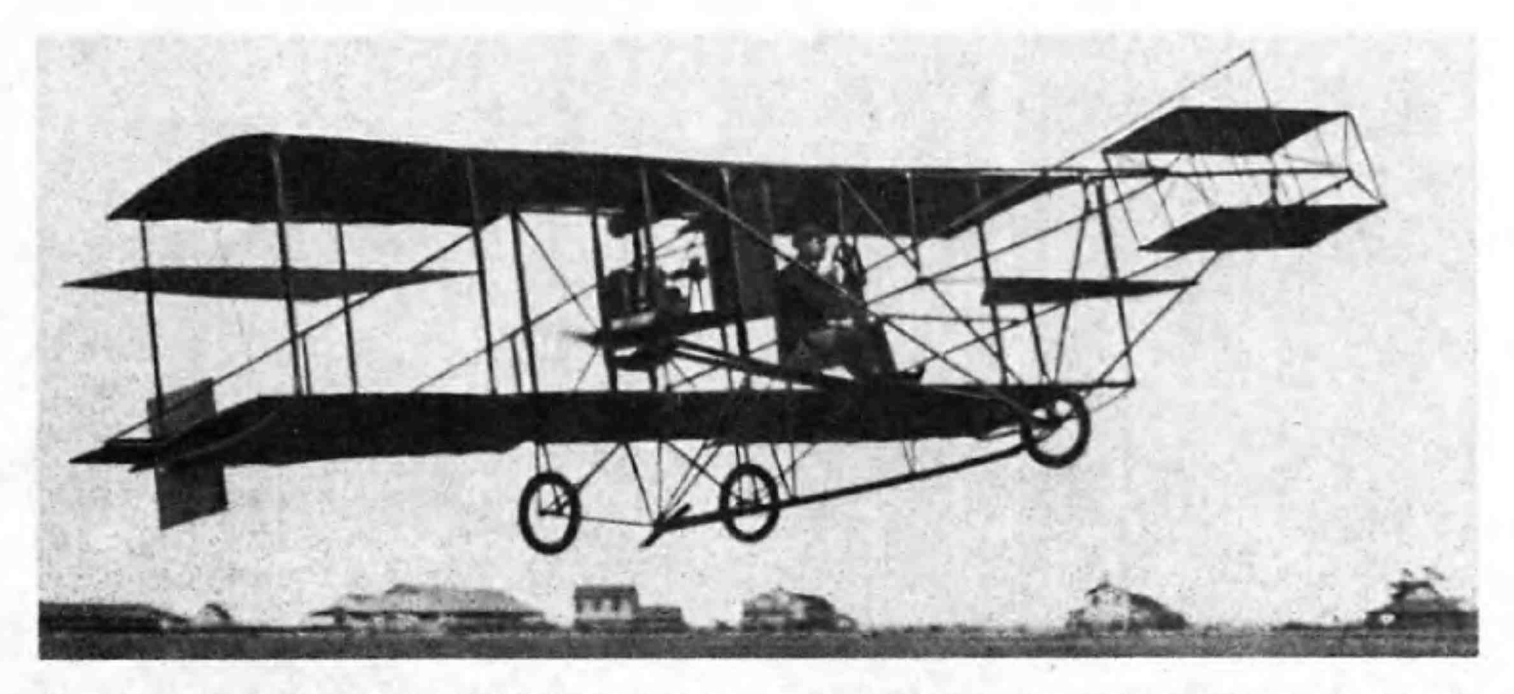


Рис. 8.1. Самолет Кертисса (1910 г.) с толкающим винтом и общепринятым в те годы трехколесным шасси с носовой опорой.

буксировались к месту начала разбега или в ангар после посадочного пробега. С 1930-х гг. в практике авиастроения начинают появляться носовые опоры с разворотом (управлением) носового колеса. Одним из преимуществ, которое использовалось с начала первой мировой войны вплоть до широкого внедрения хвостовых колес, была относительная простота управления самолетом при рулежке на земле за счет резкого повышения оборотов двигателя. Кроме того, хвостовая опора (костыль) служила эффективным средством торможения при пробеге самолетов на травяных аэродромах.

Интересно отметить, что с помощью набора дополнительных деталей шасси в некоторых случаях обеспечивалась возможность преобразования самолета с хвостовой опорой в самолет с трехопорным шасси с носовым колесом. В частности, в 1950–1951 гг. самолет PA-20 «Пейсер» фирмы «Пайпер» выпускался с хвостовым колесом, но была предусмотрена возможность оснащения этого самолета и трехопорным шасси. Последняя схема стала столь популярной, что самолеты с традиционным шасси полностью исчезли из серийного производства. С другой стороны, некоторые летчики, предпочитающие более «послушные» самолеты, часто переоборудуют модели с трехопорным шасси с носовым колесом, устанавливая хвостовую опору (для такого переоборудования имеются специальные комплекты деталей).

Изменение схемы шасси для самолетов одной модели является достаточно распространенным конструкторским приемом, поэтому ниже описано лишь несколько таких примеров.

«ВУАЗЕН»

Перед первой мировой войной одной из наиболее популярных схем шасси являлась четырехколесная схема, аналогичная автомобильной. В те годы представлялось, что отсутствие тормозов и механизмов управления поворотом не является существенным недостатком.

Наиболее характерным примером такой схемы является шасси, которое использовалось на французских бипланах с толкающим винтом «Вуазен», которые в период 1914–1917 гг. применялись в качестве бомбардировщиков, а затем – как учебно-тренировочные самолеты. Были построены сотни таких машин; в частности, вооруженные силы США в 1918 г. закупили партию самолетов «Вуазен» модели VIII с двигателем мощностью 220 л. с. (161,7 кВт). На рис. 8.2 показан «Вуазен» V.

Основные данные самолета «Вуазен» V: силовая установка – двигатель «Кантон-Унн»



Рис. 8.2. Французский самолет «Вуазен» V (1914 г.) с неуправляемым четырехколесным шасси.

мощностью 150 л. с. (110 кВт); размах крыла 14,74 м; взлетная масса 1157,6 кг; максимальная скорость 112,7 км/ч.

«ВУАЗЕН» 1914 г.

Перед первой мировой войной несколько авиационных конструкторов, включая Вуазена, пытались применить велосипедную схему шасси, в которой два основных колеса располагаются тандемом (одно за другим). Для удерживания машины в горизонтальном положении на стоянке или при движении с малой скоростью под крыльями предусмотрены вспомогательные опоры – костыли или дополнительные колеса. Эта схема, хотя и оказалась работоспособной, широкого распространения не получила вплоть до 1947 г. (см. следующий раздел).

Показанный на рис. 8.3 опытный вариант самолета «Вуазен» оснащен радиальным двигателем водяного охлаждения мощностью 230 л. с. (169 кВт) фирмы «Кантон-Унн». Этот самолет снабжен толкающим винтом. Одиночная нижняя хвостовая балка располагается достаточно низко для обеспечения возможности размещения воздушного винта, а верхняя балка разделена на две части в районе между крылом и оперением. В действительности на самолете устанавливались два задних колеса для восприятия большей части массы самолета, но они располагались столь близко, что не обеспечивали устойчивости, характерной для трехопорной схемы. Поэтому были необходимы вспомогательные опоры под крыльями. Пара задних колес находилась позади центра масс, но на очень небольшом расстоянии, что облегчало эксплуатацию самолета при взлете и посадке.

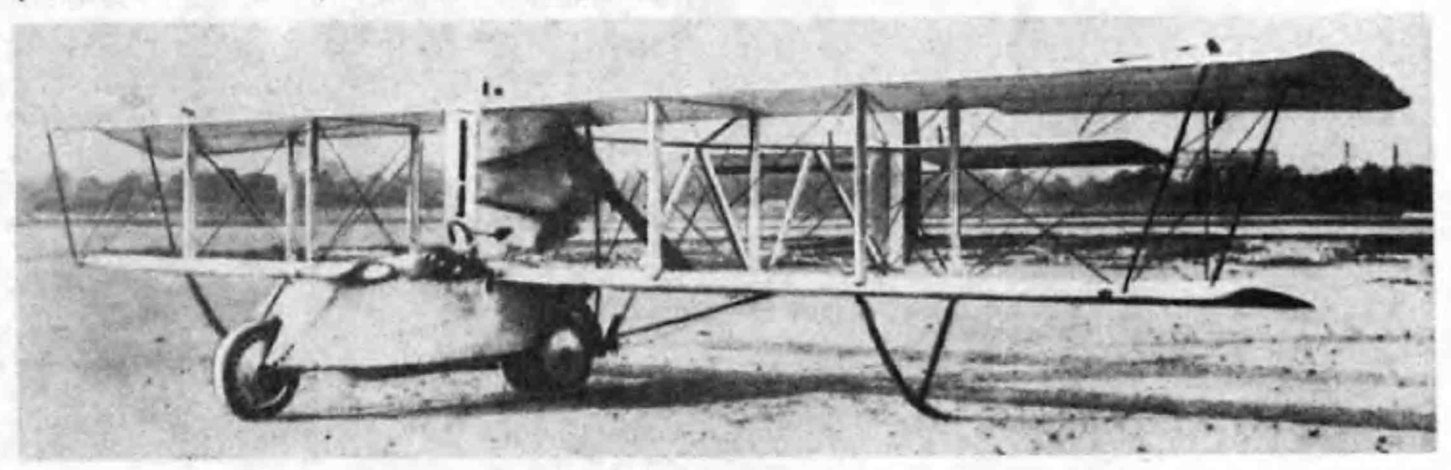


Рис. 8.3. Экспериментальный «Вуазен» (1915 г.) с велосипедным шасси и поддерживающими костылями на крыльях.



Рис. 8.4. Американский бомбардировщик B-47 фирмы «Боинг» (1947 г.) с велосипедной схемой шасси и поддерживающими опорами.

B-47 ФИРМЫ «БОИНГ»

Созданный в 1947 г. самолет B-47 фирмы «Боинг» оснащен шасси, схема которого на первый взгляд кажется аналогичной велосипедному шасси Вуазена 1914 г. (если не считать таких технических усовершенствований, как управляемые носовые колеса, наличие тормозной системы и системы уборки–выпуска шасси, а также использования колесных вспомогательных опор). Однако шасси B-47 обладало и принципиальным отличием от «Вуазена» 1914 г.

Значительные размеры бомбового отсека у B-47 сделали невозможным размещение задних колес (двух колес на одной стойке, которые все же не исключали необходимости вспомогательных опор для обеспечения боковой устойчивости) достаточно близко к центру масс самолета, что позволило бы легко изменять положение машины в пространстве в процессе взлета и посадки. Вследствие этого конструкторы самолета были вынуждены сделать так, чтобы стояночный угол являлся в то же время оптимальным углом атаки для выполнения взлета и посадки (рис. 8.4).

Поскольку остановка такого тяжелого самолета (взлетная масса 89800 кг, поса-

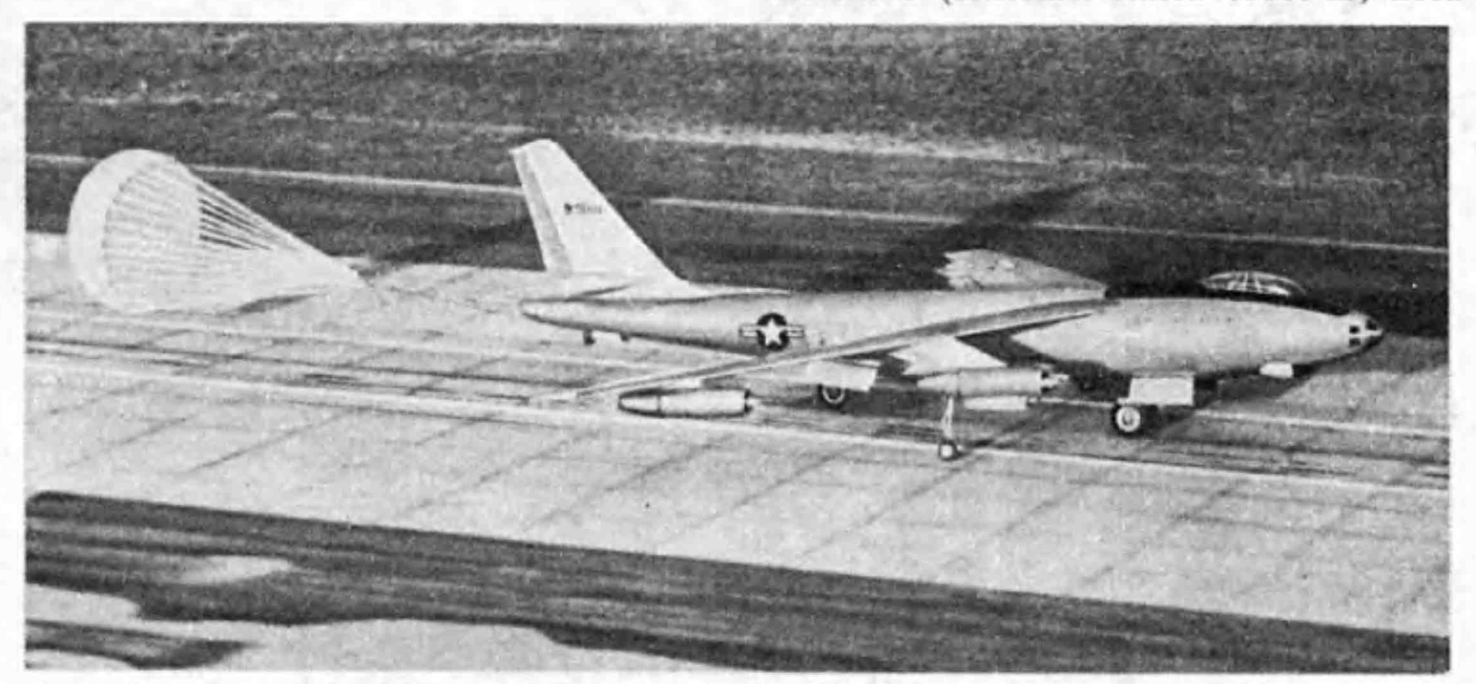


Рис. 8.5. Для уменьшения пробега бомбардировщика B-47 и других тяжелых военных самолетов использовались тормозные парашюты.

дочная масса 45360 кг) на существующих бетонных ВПП представляла собой довольно сложную проблему, было предусмотрено дополнительное средство торможения – парашют. Тормозной парашют был разработан в Германии во время войны. Как только самолет касался ВПП, тормозной парашют выбрасывался из расположенного в хвостовой части контейнера и раскрывался (рис. 8.5). Вскоре тормозные парашюты нашли широкое применение, но В-47 является первым серийным самолетом, в котором тормозной парашют предусматривался с самого начала проектирования. После того, как был накоплен достаточный опыт эксплуатации В-47 с тормозным парашютом, стала применяться усовершенствованная схема посадки, по которой тормозной парашют выпускался за несколько секунд до того, как самолет касался колесами поверхности ВПП.

«ВАЙЕ» ЯКОБСА И ШВЕЙЕРА

На протяжении ряда лет один класс летательных аппаратов прекрасно обходился вообще без шасси. Это – планеры. В 1920-е гг. даже самые крупные планеры были достаточно легкими. Взлет таких планеров осуществлялся при помощи резиновой стартовой ленты со склонов возвышенностей, а затем такие планеры буксировались либо за самолетами, либо посредством лебедки. Для взлета и посадки на грунтовых аэродромах планеры оснащались одиночной лыжей, которая обычно устанавливалась под носовой частью. Для перемещения по земле планеры буксировались автомобилями, а иногда их просто переносили на руках.

По мере того, как планеры становились крупнее и тяжелее, проблема перемещения этих аппаратов по земле все более осложнялась. Кроме того, для лыжного шасси характерна высокая степень износа, и разворот на земле аппарата с таким шасси затруднен. Эту проблему позволяет решить колесное шасси. Постоянные колеса на планере нежелательны с точки зрения увеличения массы аппарата и его аэродинамического сопротивления. Поэтому на планерах часто использовали сбрасываемые после взлета двухколесные тележки (рис. 8.6).

Посадка такого планера осуществлялась с помощью посадочной лыжи. Эта система успешно применялась на ракетном

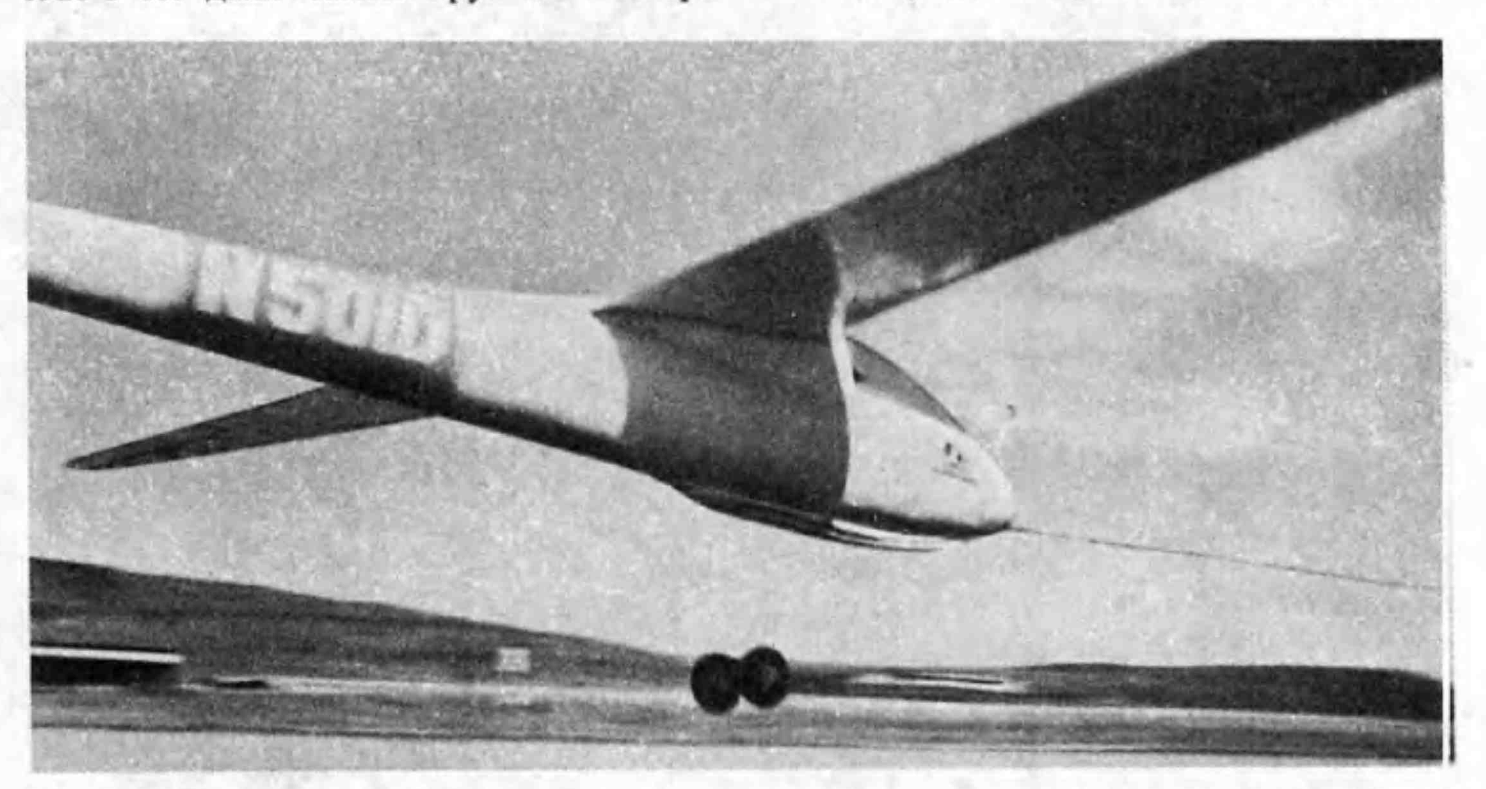


Рис. 8.6. Для взлета некоторых тяжелых планеров использовалось шасси, которое после отрыва от земли сбрасывалось для снижения аэродинамического сопротивления. Посадка таких планеров осуществлялась на посадочную лыжу. На снимке показан немецкий планер «Вайе» (1939 г.), принадлежащий автору этой книги.

немецком перехватчике Me.163 времен второй мировой войны. Эта же схема шасси сохранилась на некоторых немецких планерах 1950-х гг. В последние годы проблема минимизации массы планеров не стоит столь остро, как ранее, поэтому на современных летательных аппаратах этого типа устанавливают убирающееся шасси и даже отказываются от применения посадочной лыжи, которая ведет к ухудшению аэродинамики.

Основные данные: размах крыла 18 м; площадь крыла 17,8 м^2; удлинение крыла 18,2; взлетная масса 353 кг; аэродинамическое качество 29 при скорости 68,8 км/ч.

Ar.234 «АРАДО»

Несколько другая взлетная тележка применялась на созданном в 1943 г. немецком двухдвигательном реактивном бомбардировщике Ar.234 «Арадо». Для посадки этого самолета применялось лыжное шасси. На первый взгляд, тележка напоминала планерные и сбрасывалась после взлета (рис. 8.7). Однако ввиду большой массы самолета эта тележка представляла собой довольно внушительную конструкцию. В тех случаях, когда тележка сбрасывалась со слишком большой высоты, она разрушалась при ударе о землю. Поэтому самолет стал оснащаться более тяжелой тележкой, которая при взлете не отрывалась от земли – после достижения взлетной скорости самолет просто отделялся от тележки, как от стартовой платформы.

Шасси являлось уникальной конструктивной особенностью этого самолета. «Арадо» был первым в мире специально спроектированным реактивным бомбардировщиком. Самолет имел минимальные размеры, а его экипаж состоял из одного летчика, так что для размещения традиционного колесного шасси в убранном положении просто не осталось свободных объемов. В нижней части фюзеляжа устанавливалась мощная убирающаяся лыжа, а под гондолами двигателей размещались меньшие по размерам лыжи. Эта схема шасси продемонстрировала свою работоспособность, но, по-видимому, никто всерьез не учитывал возможных сложностей с транспортировкой самолета после посадки. Предполагалось, что эти самолеты (а их было построено несколько десятков) будут устанавливаться на тележку с помощью специального подъемного устройства и буксироваться на ней в ангары. Самолет не был способен выполнять рулежку, используя тягу собственных двигателей.

Тем не менее, когда в процессе реальной эксплуатации встали проблемы с рулежкой, конструкцию самолета пришлось усовершенствовать. У новой модели 234B фюзеляж был расширен для размещения колесного трехопорного шасси. Приведенные ни-

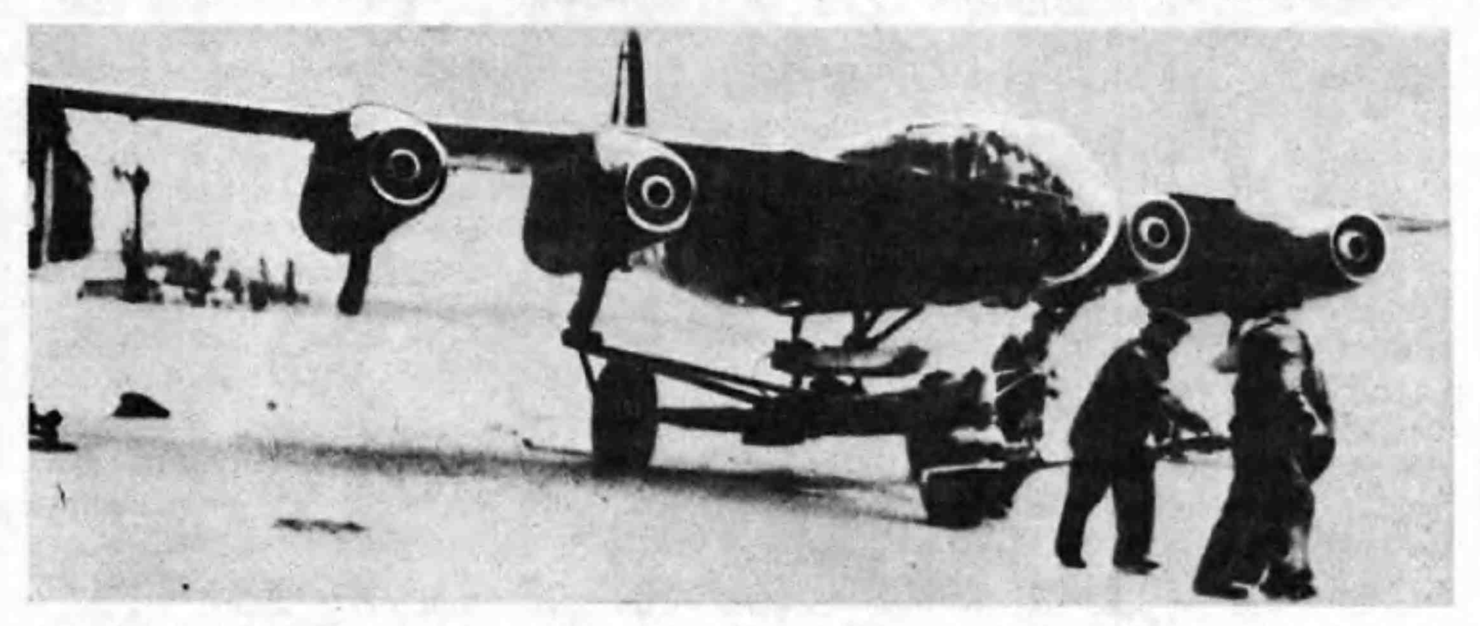


Рис. 8.7. Опытные варианты немецкого самолета периода второй мировой войны Ar234 «Арадо» взлетали с трехколесной тележки, а приземлялись на посадочную лыжу. На снимке показан экспериментальный Ar234-V6.

же цифры относятся к серийному самолету 234В, а на рис. 8.7 показан один из ранних вариантов серии «А» – четырехдвигательный экспериментальный самолет 234V-6 (буква V в немецкой классификации обозначала «экспериментальный»).

Основные данные: силовая установка – два двигателя «Юмо» 004 фирмы «Юнкерс» (тяга 898 даН); размах крыла 14,12 м; площадь крыла 26,4 м^2; взлетная масса 9850 кг; максимальная скорость на высоте 8000 м – 742 км/ч.

ПЛАНЕРЫ ШВЕЙЦЕРА И ФРАНКФОРТА

Когда потребовались более тяжелые тренировочные планеры, дополнительная масса колесного шасси перестала быть значительным недостатком. В планерной технике стала распространяться схема шасси с одиночным колесом под фюзеляжем в районе центра масс (рис. 8.8, американский планер общего назначения «Швейцер» 1-19). Центр масс пустого планера находится позади колеса, и планер при этом покоится на основном колесе и хвостовой опоре. Когда летчик находится в планере и центр масс оказывается перед колесом, планер опирается на колесо и носовую опору. Поэтому летчику приходилось осторожно выбираться из такого планера, который может с удивительной легкостью опрокинуться на хвост.

Для предотвращения аварии планеров, оснащенных столь неустойчивым шасси, необходимо уделять большое внимание аэродинамике крыльев планера. При движении планера против даже легкого ветра крылья большого удлинения создают достаточную для взаимной балансировки правой и левой консолей подъемную силу. При взлете таких планеров техник наземной службы придерживает законцовку крыла и подает сигнал экипажу буксировщика. В процессе набора планером угла атаки крыло планера находится в горизонтальном положении, после чего этот техник пробегает еще несколько шагов и отпускает законцовку.

При выполнении посадки против ветра большинство планеров сохраняет горизонтальное положение крыла практически до полной остановки, после чего одна из законцовок (обычно оснащенных небольшим костылем-опорой) медленно опускается на землю. При учебной подготовке курсантов иногда используются упражнения на земле, в ходе которых требуется «пилотировать» стоящий на земле планер (в направлении против ветра), поддерживая крыло в линии горизонта или покачивая им с помощью

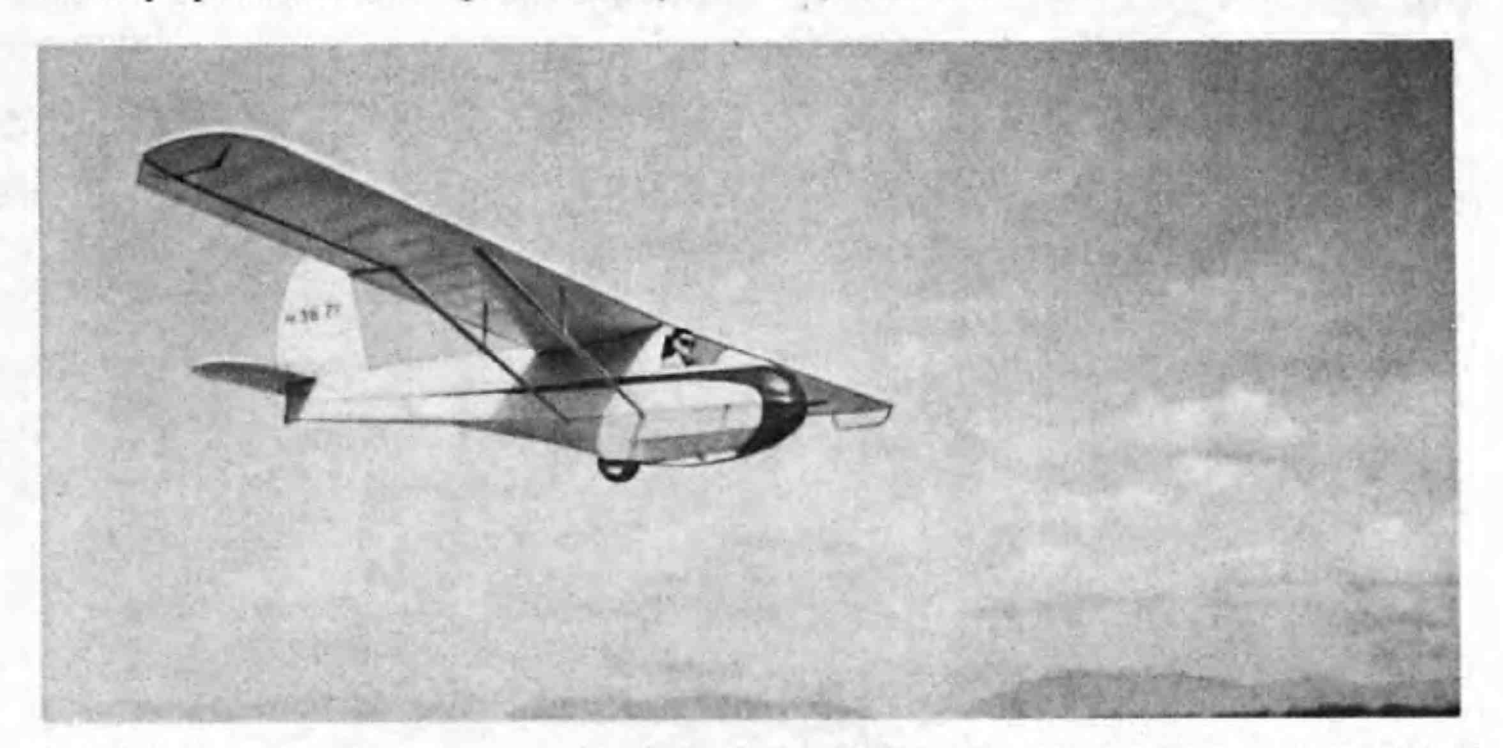


Рис. 8.8. Американский планер «Швейцер» 1-19 (1946 г.) с одиночной колесной опорой, расположенной под фюзеляжем, и дополнительными опорами под законцовками крыла.



Рис. 8.9. Длинные крылья большинства планеров позволяют им балансировать на одиночном посадочном колесе или лыже, сохраняя крыло в горизонтальном положении при движении против ветра. На снимке автор книги инструктирует курсанта, сидящего в неподвижном планере TG-1A «Синема» фирмы «Франфорт».

органов управления. Такие занятия показаны на рис. 8.9 (планер – двухместный TG-1A «Франкфорт»). Следует сказать, что бывшие военные учебно-тренировочные планеры TG-1, TG-2, TG-3 «Швейцер» и TG-4 «Лейстер-Кауфман» оставались основным техническим средством американского планерного движения вплоть до 1960-х гг.

Основные данные (планер общего назначения типа 1-19): размах крыла 11 м; относительное удлинение крыла 7,9; аэродинамическое качество 17. TG-1 имеет размах крыла 14,1 м и аэродинамическое качество ~ 20.

ТА-5 «ДЕЙТОН-РАЙТ»

Один из вариантов одноколесного шасси был разработан в 1924 г. авиационно-инженерным отделением Вооруженных Сил США. В целях снижения массы и аэродинамического сопротивления был разработан наземный эквивалент традиционного для морской авиации однопоплавкового шасси. Одиночное колесо основной опоры располагалось в нормальном переднем положении, а под законцовками крыла были установлены небольшие поддерживающие колесные опоры (рис. 8.10). В отличие от



Рис. 8.10. Самолет ТА-5 фирмы «Дейтон-Райт» с одноколесной основной опорой по оси симметрии самолета и вспомогательными колесными опорами под крылом.

морских самолетов с шасси аналогичной схемы, которые на стоянке находятся в горизонтальном положении, ТА-5 стоял на земле, высоко задрав нос.

Хотя размах крыла у ТА-5 соответствует обычным планерам, удельная нагрузка на крыло этого самолета существенно выше. Поэтому при малых скоростях (при рулежке на земле) крыло самолета само по себе не устанавливалось в горизонт.

Эта идея вскоре была оставлена; впоследствии к ней несколько раз возвращались, впрочем, столь же безуспешно.

Фирма «Дейтон-Райт эрплейн компани» получила от ВВС США заказ на постройку самолетов ТА-5 (Т – тренировочный, А – с двигателем воздушного охлаждения, модель 5), но примерно в это же время была поглощена недавно созданной «Консолидейтед эркрафт компани». Новое руководство переделало ТА-5 в РТ-3 (очень популярный тренировочный самолет с тандемным размещением летчика-инструктора и курсанта, для сухопутной авиации) и NY-3 (для морской авиации).

Основные данные ТА-5: силовая установка – двигатель J-1 фирмы «Лоуренс» (впоследствии – «Райт») мощностью 200 л. с. (147 кВт); размах крыла 10,6 м; площадь крыла 26,5 м^2; взлетная масса 1014 кг; максимальная скорость 167 км/ч.

«СУПЕР КАБ» С ГУСЕНИЧНЫМ ШАССИ

Еще во времена первой мировой войны появилась настоятельная потребность применения авиационной техники с малоподготовленных аэродромов. Один из способов решения этой проблемы пользуется особой популярностью среди разработчиков. Это – использование гусениц, установленных на нескольких колесах шасси самолета. Показанный на рис. 8.11 самолет РА-18 «Супер Каб» фирмы «Пайпер», в экспериментальных целях оснащенный в 1950-е гг. гусеничным шасси, является одним из ряда примеров этого рода. Самолет был снабжен четырьмя колесами большого диаметра со спицами. Посредством траверсы колеса соединялись с осями стандартного для самолетов этого типа шасси. На передних колесах устанавливались тормозные колодки; на задних они отсутствовали. Результаты испытаний показали, что «Каб» с гусеничным шасси способен выполнять посадку на малоподготовленные площадки и тормозиться при пробеге более быстро, чем самолеты с колесным шасси. В то же время рулежка самолета на земле была затруднена.

РА-18 «Супер Каб», разработанный в 1950 г., является результатом усовершенствования знаменитого самолета J-3, созданного в 1937 г. Самолет оснащался двигателем 0-235 мощностью 108 л. с. (79,4 кВт), созданным фирмой «Лайкоминг», вместо ранее использовавшегося двигателя мощностью 65 л. с. (47,7 кВт). Фирма «Пайпер» выпускала эти самолеты вплоть до 1982 г. В последнее время на самолеты устанавливались двигатели «Лайкоминг» 0-320 мощностью 150 л. с. (110 кВт).

Основные данные РА-18-150 «Супер Каб»: силовая установка – двигатель 0-320 мощностью 110 кВт; размах крыла 10,7 м; площадь крыла 16,6 м^2; взлетная масса 794 кг; максимальная скорость 217 км/ч.



Рис. 8.11. Американский самолет РА-18 «Супер Каб» фирмы «Пайпер», оснащенный гусеничным шасси.



Рис. 8.12. Самолет B-50B фирмы «Боинг» (1949 г.), оснащенный гусеничным шасси.

«B-50» С ГУСЕНИЧНЫМ ШАССИ ФИРМЫ «БОИНГ»

Различные средства обеспечения нормальной эксплуатации с малоподготовленных ВПП так и не оказались удовлетворительными для использования на военных самолетах, особенно оснащенных убирающимся шасси. Во время второй мировой войны и после нее более или менее успешно проблему взлета и посадки решали с помощью укладывания на малоподготовленные полосы связанных между собой металлических решеток.

Этот подход неудобен для самолетов бомбардировочной авиации, поэтому эксперименты с гусеничным шасси продолжались и после войны. На рис. 8.12 показан бомбардировщик B-50B фирмы «Боинг» – послевоенный вариант знаменитого B-29. Основным конструкционным материалом этого самолета стал алюминиевый сплав 75ST (вместо 24ST на B-29); кроме того, были установлены более мощные двигатели и более высокое вертикальное оперение. Один из самолетов B-50B на непродолжительное время был оснащен гусеничным шасси (такие эксперименты, впрочем, проводились на многих боевых самолетах ВВС США). В отличие от ранее использовавшихся вариантов конструктивных схем, гусеницы B-50 устанавливались не на спаренные большие колеса, а на маленькие, аналогичные применяемым на танках и тракторах.

Основные данные B-50B: размах крыла 43,1 м; площадь крыла 159,9 м^2; максимальная скорость (на высоте 7 600 м) 620 км/ч.

PA-11 «КАБ» С ТАНДЕМНЫМИ КОЛЕСАМИ

После проведения многочисленных экспериментов с шасси повышенной проходимости для многоколесных легких самолетов стало ясно, что наилучшим является шасси с тандемными колесами без всяких гусениц вообще. Показанное на рис. 8.13 шасси этого типа для самолета PA-11 «Каб» фирмы «Пайпер» было создано Артом Уитейкером из г. Портленд (шт. Орегон) в 1949 г.

В этом шасси были применены стандартные для PA-11 пневматики, установленные тандемными парами по бортам фюзеляжа. Снижение удельного давления на грунт позволило самолету не проваливаться при рулежке по грунту с низкой удельной прочностью. Шарнирная подвеска колес каждой пары позволяла «отслеживать» неровности ВПП при движении. Некоторое увеличение массы конструкции и аэродинамического сопротивления для самолетов данного класса не

Рис. 8.13. PA-11 «Каб» фирмы «Пайпер», оснащенный четырьмя стандартными авиационными колесами, попарно объединенными в тележки, способные вращаться на осях серийного шасси.

является критичным, однако то, что самолет при рулежке не мог выполнять резкие развороты, было признано серьезным недостатком. Например, невозможно было затормозить и развернуться практически на месте вокруг заторможенного колеса.

Ar.232 «АРАДО»

Несколько иной подход к оснащению самолета гусеничным шасси был реализован на немецком транспортно-десантном самолете Ar.232B «Арадо» (1941 г.). На этом самолете устанавливалось традиционное трехопорное колесное шасси, которое использовалось для взлета и посадки с подготовленных ВПП. В случае необходимости посадки на грубые ВПП вступали в действие расположенные двумя рядами под фюзеляжем в районе центра масс 22 маленьких колеса, которые не убирались в полете. При выполнении такой посадки основное шасси частично убиралось, так, что-

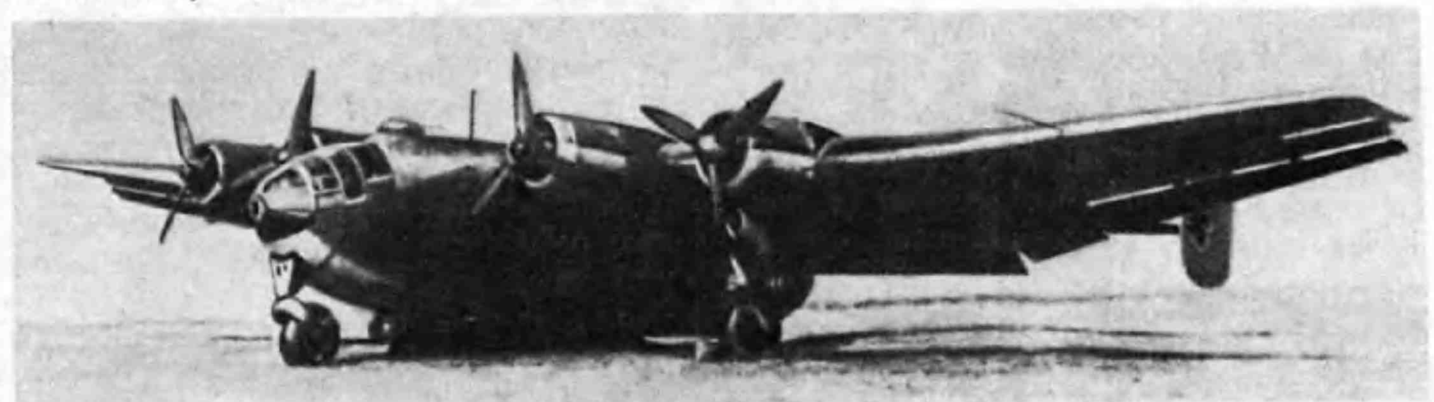


Рис. 8.14. «Арадо» Ar 234 B со стандартным убирающимся трехопорным шасси и двадцатью двумя дополнительными малоразмерными колесами, установленными в районе центра масс самолета на нижней части короткого фюзеляжа.

бы все колеса находились на одном уровне (рис. 8.14). При этом практически все колеса вступали в контакт с поверхностью, а довольно большая база шасси позволяла самолету успешно перекатываться через неровности грунта.

Исходный вариант самолета – Ar.232A – оснащался двумя двигателями «Брамо Фатнир» мощностью 1200 л. с. (880 кВт). Серийные машины были тяжелее и на них устанавливались четыре двигателя. На рисунке показан серийный Ar.232B.

Основные данные: размах крыла 33,5 м; площадь крыла 142,7 м^2; взлетная масса 19990 кг; максимальная скорость (на высоте 4000 м) 307 км/ч.

«СУПЕР КРУЗЕР» С ПНЕВМАТИКАМИ ДЛЯ ТУНДРЫ

Еще один способ обеспечения взлета и посадки самолетов при использовании малоподготовленных ВПП был разработан промысловиками Аляски и Канады. На стандартное шасси устанавливались увеличенные широкопрофильные пневматики низкого давления, получившие название «пневматиков для тундры». Такую замену осуществить очень легко, причем это не приводит к ухудшению рулежных характеристик самолета на земле.

На рис. 8.15 показан PA-12 «Супер Крузер» фирмы «Пайпер». Самолет является увеличенным вариантом самолета «Каб», который обычно имеет пневматики размером 200 × 100 мм. Показанный на рисунке самолет снабжен пневматиками 736 × 330 × × 127 мм. Этот самолет интересен наличием законцовок типа «Бустер», изготовленных из стеклопластика и служащих для снижения посадочной скорости и длины разбега (законцовки несколько увеличивают размах крыла и его площадь, снижают нагрузку на крыло и уменьшают влияние концевых вихрей).

Основные данные PA-12: силовая установка – двигатель «Лайкоминг» 0-235C мощностью 107–115 л. с. (78,6–84,5 кВт); размах крыла 10,8 м; площадь крыла 16,6 м^2; взлетная масса 794 кг; максимальная скорость 185 км/ч.

ШАССИ ВЕРТОЛЕТОВ

Способность вертолетов взлетать и садиться вертикально обусловила возможность



Рис. 8.15. PA-18 «Супер Крузер» фирмы «Пайпер» с переразмеренными пневматиками, предназначенными для эксплуатации в условиях Аляски.



Рис. 8.16. Вертолет авиации ВМС США HUL-1 (фирмы «Белл») с полозковым шасси. Небольшие колеса можно опускать для транспортировки вертолета на земле.

Рис. 8.17. Полицейский вертолет «модель 47» фирмы «Белл» с надувными баллонами из прорезиненной ткани.

применения на этих летательных аппаратах схем шасси, отличных по конструкции от самолетных. На некоторых вертолетах, тем не менее, устанавливаются шасси самолетного типа для обеспечения взлета с разбегом (что требует меньшей мощности силовой установки, чем при вертикальном взлете) и рулежки. Так как небольшие вертолеты общего назначения могут садиться непосредственно на стояночные площадки, необходимость использования шасси на них отсутствует. Многие вертолеты этого типа снабжаются полозковым шасси и небольшими колесами, которые выпускаются вручную при необходимости закатить вертолет в ангар (рис. 8.16).

На некоторых вертолетах в качестве шасси применяются наполненные воздухом баллоны из прорезиненного материала, которые служат мягкими амортизаторами при наземной эксплуатации или поплавками для водной поверхности (рис. 8.17). Так как вертолет способен взлетать вертикально, без разбега по водной поверхности до достижения взлетной скорости, нет надобности в поплавках сложной профилированной конструкции.

ПОПЛАВКИ ГИДРОСАМОЛЕТОВ

Самолеты, способные использовать для взлета и посадки водную поверхность, начали создаваться практически параллельно с самолетами наземного базирования. Первыми морскими самолетами были наземные самолеты, у которых вместо шасси устанавливались поплавки. Отдельным направлением развития морских самолетов являются летающие лодки, которые характеризуются наличием плавучего фюзеляжа.

На протяжении истории авиации было реализовано много разнообразных схем поплавков и их комбинаций, но наибольшую популярность получили две. Первая состоит в использовании большого центрального поплавка и двух меньших стабилизирующих поплавков под законцовками крыла (рис. 8.18). Вторая из наиболее распространенных схем основана на применении двух поплавков равного размера, которые устанавливаются параллельно, обеспечивая устойчивость машины на воде, аналогично тому, как это обеспечивается колесами шасси на земле (рис. 8.19). Однопоплавковая схема шире использовалась на небольших военных гидросамолетах; двухпоплавковая схема, обеспечивающая лучшие устойчивость и рулежные характеристики на воде, является стандартной для гражданских



Рис. 8.18. Схема поплавкового шасси с одним основным и двумя поддерживающими поплавками. Была наиболее распространенной в ВМС США с 1911 г. и до того времени, когда в 1962 г. поплавковые гидросамолеты окончательно исчезли из эксплуатации. На снимке – самолет SOC-3 «Сигнал» фирмы «Кертисс», базировавшийся на крейсерах.

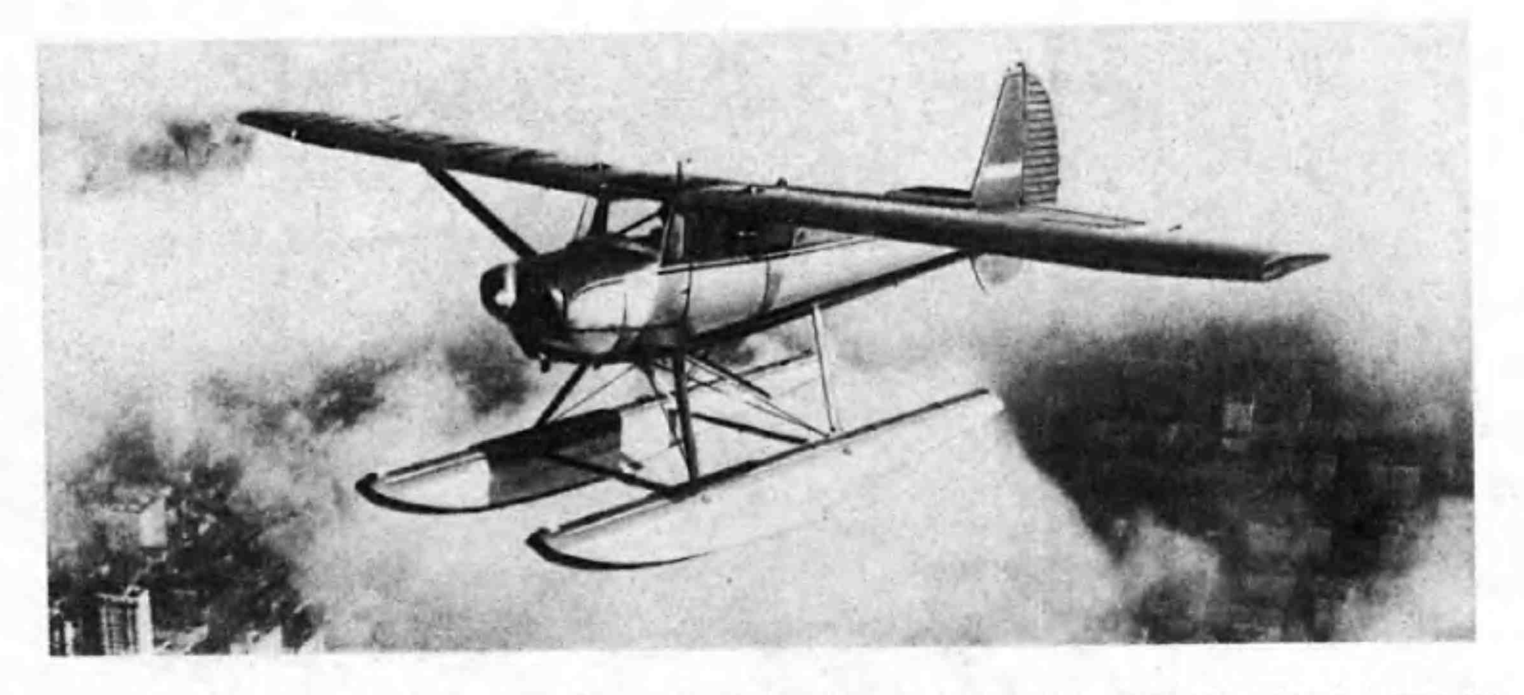


Рис. 8.19. Самолет «Ласком 8Е». Схема со сдвоенными поплавками широко используется на гражданских самолетах, а также на тяжелых морских гидросамолетах (в последнем случае под фюзеляжем обычно размещается тяжелая торпеда).

машин. Следует отметить, что ни один гражданский самолет с однопоплавковым шасси не получил полного сертификата летной годности в США.

Главным недостатком установки поплавков на обычный наземный самолет является увеличение массы и аэродинамического сопротивления, что ведет к снижению массы полезной нагрузки и летно-технических характеристик. Это – та цена, которую приходится заплатить за удовольствие эксплуатировать самолет с водной поверхности. На некоторых гидросамолетах и особенно на летающих лодках сопротивление стабилизирующих поплавков несколько снижается путем их частичной уборки в крыло.

Гражданские и военные морские самолеты строятся до настоящего времени, но в весьма ограниченном количестве. Морские самолеты стали вытесняться во время второй мировой войны, когда появились возможности организации ВПП в таких районах, которые ранее были досягаемы только для гидросамолетов. С другой стороны, разработка высоконадежных наземных самолетов дальнего действия, обладающих высокими летно-техническими характеристиками, привела к практически полному исчезновению тяжелых патрульных летающих лодок – бомбардировщиков. Подобным же образом появление трансатлантических лайнеров наземного базирования привело к концу эры тяжелых пассажирских летающих лодок практически сразу после окончания второй мировой войны.

САМОЛЕТЫ-АМФИБИИ

Дополнительная установка колес на летающую лодку или гидросамолет, оснащенный поплавками, является лишь средством повышения универсальности аппарата ценой увеличения массы конструкции и снижения летно-технических характеристик. Само по себе присутствие колес на морском самолете не делает его необычным.

Амфибия Ленинга

Вплоть до 1924 г. большинство амфибий представляло собой либо летающие лодки, либо поплавковые гидросамолеты, на которые устанавливались дополнительные колеса. Первый в США дипломированный авиационный конструктор, Гровер Ленинг, выступил с несколько иной идеей. Он улучшил аэродинамику традиционного однопоплавкового гидросамолета, придвинув поплавок ближе к фюзеляжу, после чего «зашил» полости. Таким путем был получен глубокий и вместительный корпус (рис. 8.20). Ленингу удалось осуществить

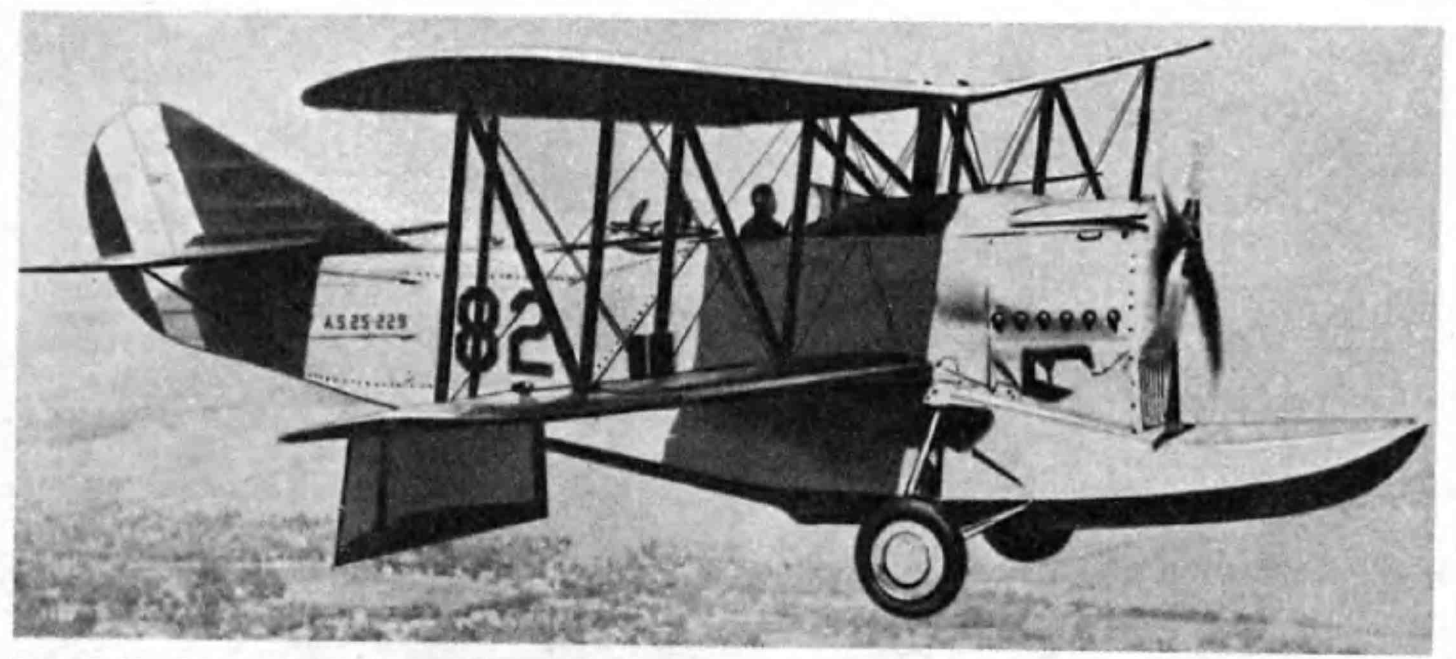


Рис. 8.20. Самолет СОА-1 (1924 г.) Г. Ленинга с поплавком стандартного однопоплавкового биплана, объединенным с фюзеляжем, и убирающимся в полете шасси.

это благодаря разработке ВВС США «перевернутой» модели знаменитого двигателя «Либерти» мощностью 400 л. с. (644 кВт). Наличие такого двигателя позволило поднять ось воздушного винта существенно выше обычного положения, что в сочетании с четырехлопастным винтом малого диаметра сделало систему достаточно эффективной. Подъем поплавка приблизил нижнее крыло самолета к воде, что позволило конструктору установить стабилизирующие поплавки непосредственно на крыле, исключив обычные в таких случаях расчалки и подкосы.

Зная, что профессионально консервативные летчики не будут расположены доверять необычной на вид машине, Ленинг использовал средства из арсенала прикладной психологии. На своем самолете он применил крылья самой что ни на есть традиционной формы, поэтому вид из кабины экипажа был привычным. Это сработало, и амфибии Ленинга стали широко закупаться ВВС, ВМС и гражданскими организациями. Базовый вариант самолета был построен фирмой «Грумман» и в серийном производстве имел обозначение JF/J2F (J – общего назначения, F – Грумман). Этот самолет выпускался почти до конца второй мировой войны.

Основные данные СОА-1 (амфибия воздушного наблюдения 1924 г.): размах крыла 13,7 м; площадь крыла 46,5 м^2; взлетная масса 2520 кг; максимальная скорость 196 км/ч.

Лыжи

При эксплуатации самолета с обледенелых или заснеженных ВПП естественно использовать вместо колес лыжи. Для повышения универсальности аппарата и обеспечения возможности смешанной эксплуатации со снежных и грунтовых полос широкое применение нашли комбинированные колесно-лыжные схемы шасси. В конструкциях этого типа колесо пропускается через отверстие в центральной части лыжи для эксплуатации с грунта, а лыжа может опускаться вниз в случае использования снежных полос.

К числу недостатков лыжного шасси следует отнести отсутствие тормозов, поэтому при рулежке невозможно выполнение крутых разворотов. Кроме того, крайне затруднена остановка самолета при посадке на полосу, имеющую попутный наклон вниз.

Вскоре после окончания второй мировой войны были проведены эксперименты по применению гидролыж в качестве средства снижения сопротивления корпуса летающих лодок при взлете. Гидролыжи использовались также в модификациях некоторых



Рис. 8.21. Сухопутный транспортный самолет YC-125E фирмы «Чейз». Убирающиеся водные лыжи использовались для модификации самолета в летающую лодку. Обычное шасси было сохранено, что делало этот самолет амфибией.

транспортных самолетов ВВС США из амфибий (рис. 8.21). Для решения этой задачи фюзеляжи самолетов были сделаны водонепроницаемыми, но так как исходные конструкции не обладали эффективными с точки зрения гидродинамики формами «днища», для создания требуемых глиссирующих поверхностей применялись убирающиеся гидролыжи. Эти самолеты так никогда и не строились серийно.

Подводные крылья, ориентированные вдоль поперечной (а не продольной, как гидролыжи) оси, служили средством улучшения взлетных характеристик гидросамолетов, начиная с 1920-х гг., однако без заметного успеха. Во время и сразу после окончания первой мировой войны некоторые традиционные военные наземные самолеты были оснащены гидрокрыльями, установленными непосредственно перед традиционным шасси для предотвращения переворачивания через нос в процессе вынужденной посадки на водную поверхность (рис. 8.22).



Рис. 8.22. Самолет авиации ВМС США VE-7 фирмы «Воут». Вплоть до начала 1920-х гг. сухопутные самолеты, которые по тем или иным причинам могли часто эксплуатироваться над водной поверхностью, оснащались водными лыжами, установленными перед колесами шасси, для предотвращения капотирования при вынужденном приводнении; над колесами обычно устанавливались надувные поплавки.

Глава 9
Самолеты двухфюзеляжной схемы

В ходе развития авиации был создан ряд удачных двухфюзеляжных самолетов. Некоторые из этих самолетов действительно имели два фюзеляжа; в них размещались двигатели, экипаж и полезная нагрузка, причем на каждом из фюзеляжей устанавливалась половина оперения и шасси. У других самолетов фюзеляжи имели вырожденный характер; в них размещались лишь некоторые конструктивные элементы. Обычно эти конструкции представляли собой дальнейшее развитие балок, поддерживающих поверхности оперения на самолетах классической схемы с толкающим винтом, у которых воздушный винт двигателя, установленного по оси симметрии самолета, находился за крылом, а не перед ним.

Следует отметить, что двухфюзеляжная схема не имеет каких-либо принципиальных недостатков по сравнению с однофюзеляжной, за исключением очевидного увеличения стоимости, массы и сопротивления двух фюзеляжей. При создании самолетов такой схемы иногда высказывались опасения, что находящиеся на борту люди будут подвержены действию вертикального ускорения при вращении летательного аппарата относительно оси крена. В то же время расстояние от находящихся на борту людей до оси вращения для таких самолетов существенно меньше, чем расстояние между кабиной современного реактивного авиалайнера и колесами основного шасси, т.е. того расстояния, на котором экипаж вращается в вертикальной плоскости при наборе самолетом угла атаки при взлете. Однако никаких болезненных ощущений при этом не возникает.

Разделение фюзеляжа на две части обычно осуществляется с целью обеспечения достаточного зазора между двумя воздушными винтами (или между винтами и центральной гондолой). Для реактивных самолетов двухфюзеляжная схема, по-видимому, не дает заметных преимуществ. В появляющихся время от времени научно-технических публикациях, посвященных гигантским транспортным самолетам или самолетам-заправщикам, иногда сообщается о проектах самолетов многофюзеляжной схемы, но до реализации проектов дело пока не доходит.

М.9/К-I ФИРМЫ «ФОККЕР»

Говорят, что необходимость – мать изобретения, и в 1915 г. необходимость в самолете, способном уничтожать летательные аппараты противника, привела к созданию самолета K-I фирмы «Фоккер» (буква K соответствует немецкому слову Kampfflugzeug – боевой самолет). В это время синхронизатор для стрельбы из пушки через ометаемый воздушным винтом диск еще не был отработан в достаточной степени для того, чтобы надежно обеспечивать для одноместных самолетов-истребителей стрельбу вперед вдоль линии полета сквозь диск винта. В связи с этим необходимо было разработать другую схему, способную решить такую задачу.

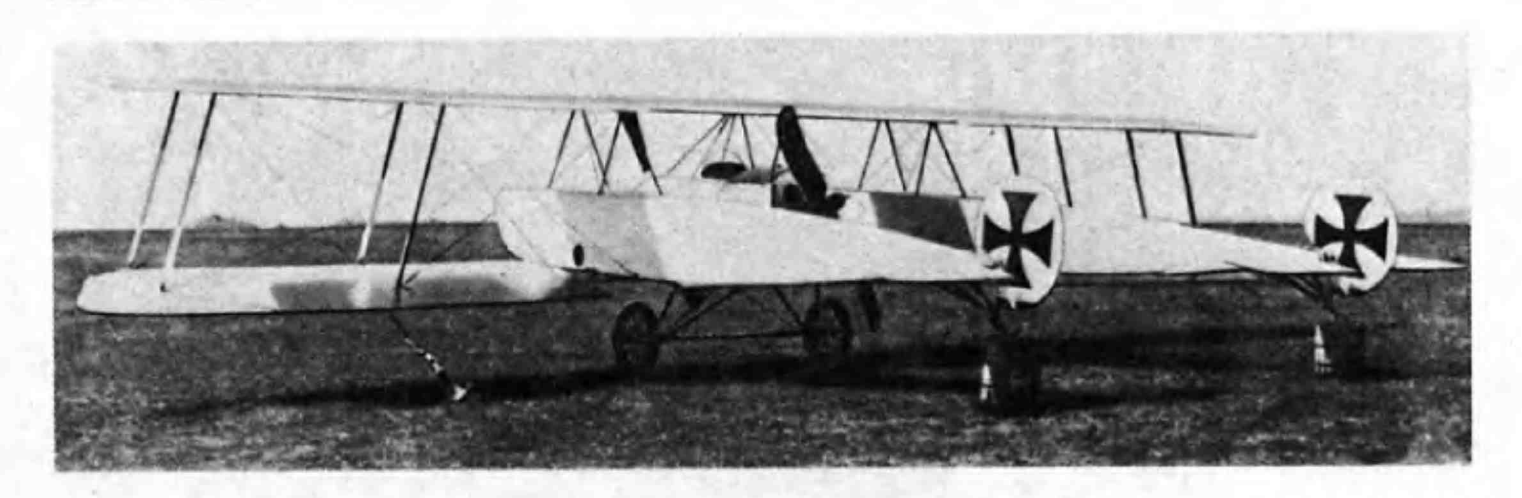


Рис. 9.1. Двухфюзеляжный немецкий самолет «Фоккер» К-1 (1915 г.) с тандемным расположением двигателей и раздельным хвостовым оперением.

K-I является замечательным примером способности голландца Антони Фоккера совершенствовать существующие конструкции. K-I (во внутренней классификации фирмы «Фоккер» – M.9) создавался из существующих агрегатов: консолей крыла биплана «Фоккер», установленных на вновь изготовленную центральную секцию с расположенной в ней гондолой. В гондоле размещались кабина летчика и два двигателя «Оберурзель-Гном» мощностью 80 л. с. (58,8 кВт), один из которых оснащался толкающим, а другой – тянущим воздушными винтами. После этого к конструкции пристыковывались два фюзеляжа от самолета «Фоккер», каждый из которых был оснащен собственными поверхностями оперения. В тех местах, где на исходных самолетах размещались двигатели, были установлены кабины стрелков (рис. 9.1). Задуманный и построенный в условиях спешки K-I летал плохо. Дальнейшая разработка этой машины была прекращена, так как Фоккер уже успел довести пушечный синхронизатор и установил его на самолет M.5, создав, таким образом, первый в мире эффективный истребитель.

ТРЕХМОТОРНЫЕ БОМБАРДИРОВЩИКИ ФИРМЫ «КАПРОНИ»

Во время первой мировой войны итальянская фирма «Капрони» стала известной как создатель удачной серии двухфюзеляжных (двухбалочных) трехмоторных бомбардировщиков. В отличие от самолета «Фоккер» K-I, эти бомбардировщики были тщательно спроектированы с самого начала, что дало хорошие результаты. Эти бомбардировщики использовали англичане. Некоторое количество таких машин было построено по лицензии в Соединенных Штатах. Хотя в это же время многие другие авиационные конструкторы пытались создать самолеты двухфюзеляжной схемы, лишь бомбардировщики Капрони 1915-1918 гг. выпускались значительной серией.

Так же, как и «Фоккер», самолеты «Капрони» (в частности, «модель № 32» 1915 г., показанная на рис. 9.2) оснащались гондолой, расположенной в центре между двумя фюзеляжами (балками). Гондола служила для размещения двигателя «Фиат» мощностью 100 л. с. (73,5 кВт) с толкающим винтом. В носовых частях фюзеляжей устанавливались два двигателя «Фиат» с тянущими винтами. Горизонтальное оперение соединяло в единое целое хвостовые части двух фюзеляжей. Экипаж постоянно размещался в гондоле самолета.

Размах крыла бомбардировщика CA-32 составлял 22,8 м, максимальная скорость 114 км/ч. Модель 1918 г. – CA-46 – имела силовую установку суммарной мощностью 1200 л. с. (882 кВт); размах крыла достигал 23,4 м, максимальная скорость была равной 166 км/ч.

Наиболее известным самолетом этого семейства стал гигантский CA-40 (хотя эта машина и не строилась массовой серией). На CA-40 была сохранена характерная для

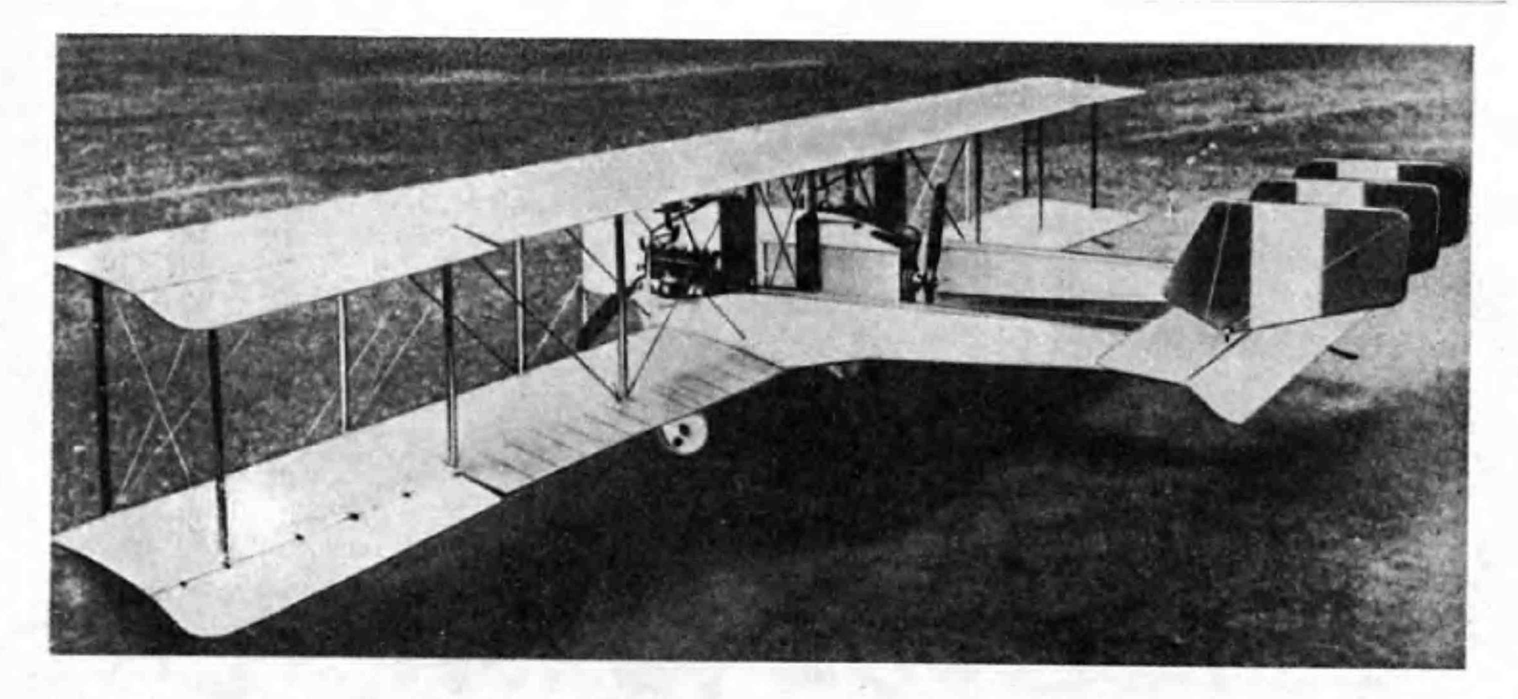


Рис. 9.2. Двухфюзеляжный итальянский самолет «Капрони» времен первой мировой войны с единым горизонтальным оперением.

описываемого семейства компоновка, но было установлено три крыла. Самолет оснащался тремя двигателями «Либерти» американского производства мощностью 400 л. с. (294 кВт); размах крыла составлял 29,4 м; взлетная масса 8030 кг. Максимальная скорость самолета была относительно невысока – всего 158 км/ч.

«СИМЕНС-ШУКЕРТ» R-III

Хотя у большинства двухфюзеляжных самолетов фюзеляжи располагались рядом, было построено несколько машин этого класса с вертикальным расположением фюзеляжей. Семейство немецких бомбардировщиков «Сименс-Шукерт» R-I – R-III, созданных в 1916 г., следует рассматривать скорее как конструкции с расщепленным фюзеляжем, чем самолеты двухфюзеляж-

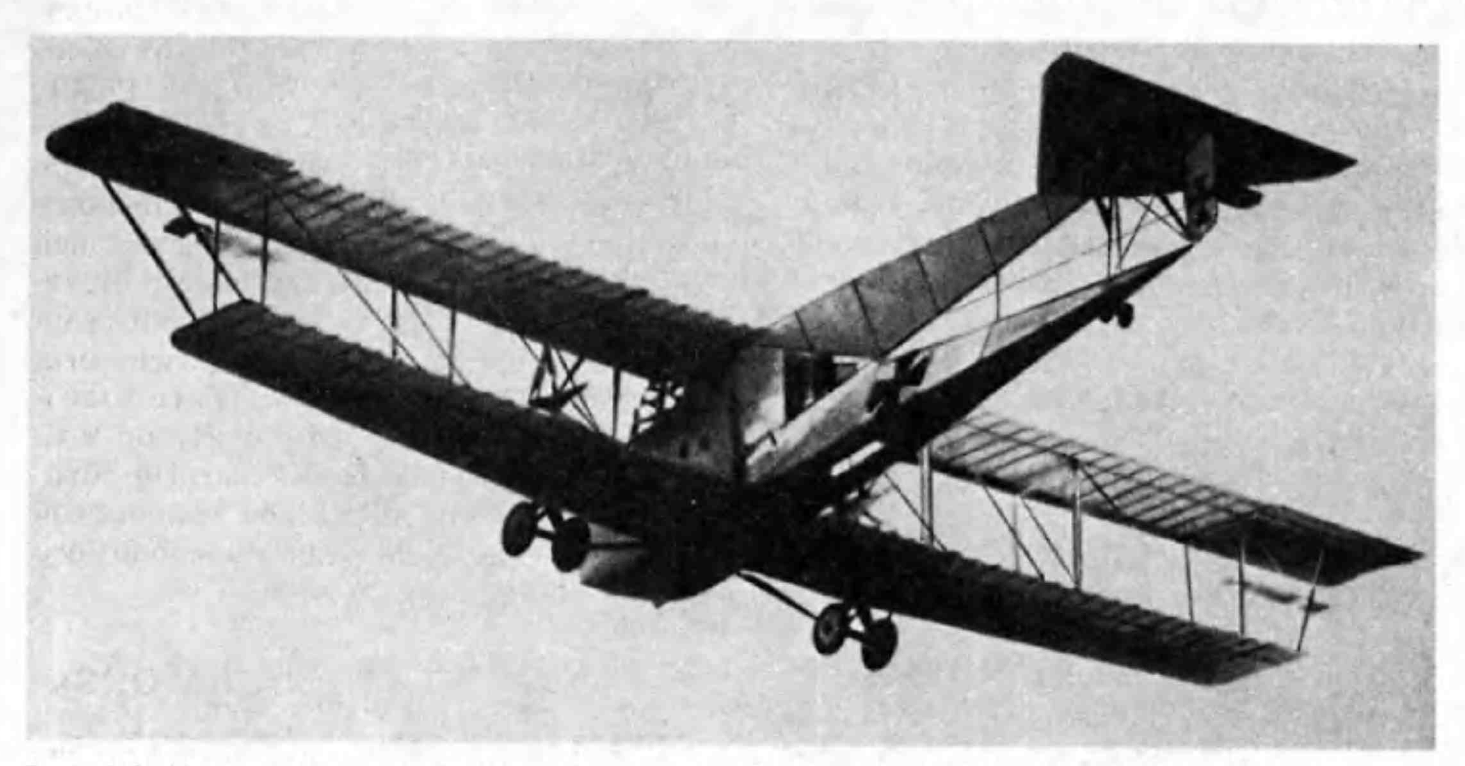


Рис. 9.3. Немецкий самолет «Сименс-Шукерт» R-III с двумя фюзеляжами за крылом.

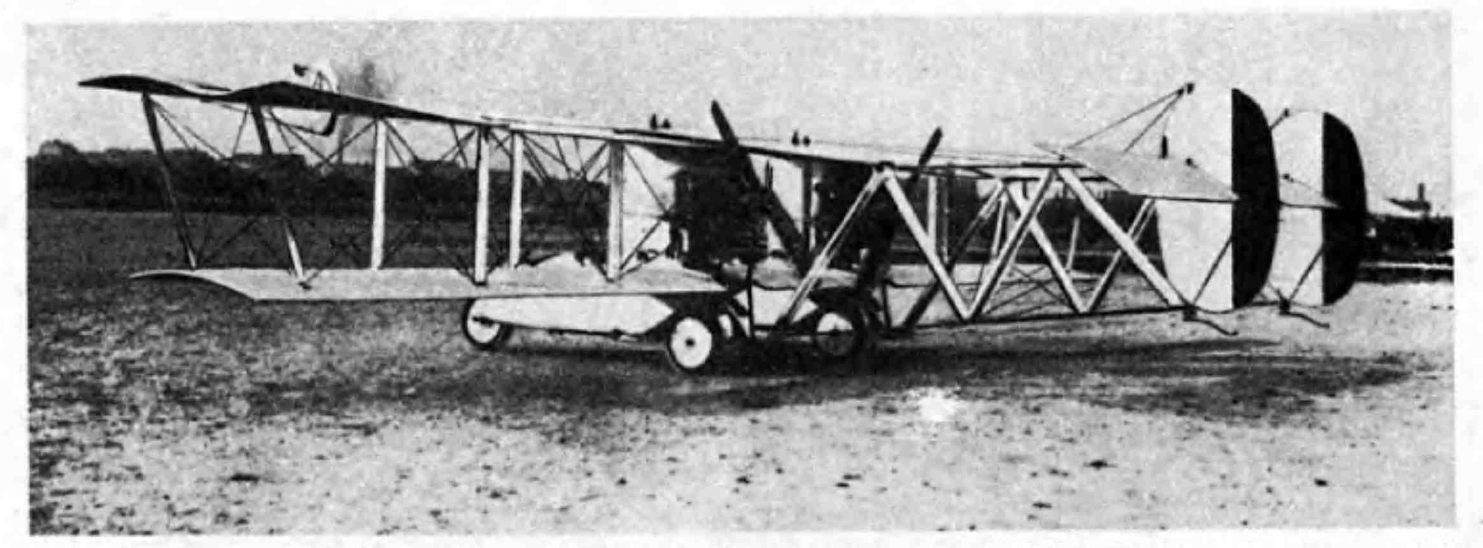


Рис. 9.4. Самолет «Дубль Вуазен» (1915 г.), сконструированный путем соединения двух самолетов с велосипедным шасси, описанных в гл. 8.

ной схемы, так как двухбалочная конструкция появляется только за крылом. Это довольно необычное конструктивное решение возникло как следствие стремления обеспечить максимальный обстрел из пулеметной установки, размещенной в зоне стыка двух треугольных конструкций.

Еще одной новаторской особенностью самолета R-III, показанного на рис. 9.3, была схема установки двигателей. Три двигателя фирмы «Бенц» мощностью 220 л. с. (161,3 кВт), размещенные внутри носовой части фюзеляжа, приводили в движение через систему валов и передач, связанных с единой коробкой раздачи мощности, два воздушных винта, которые устанавливались на консолях крыла.

Одной из новаторских особенностей бомбардировщика R-III являлось использование небольших вспомогательных поверхностей между крыльями, выполнявших функции силовых приводов (бустеров) элеронов, отклонение которых на тяжелых самолетах того времени было довольно тяжелой работой. (Внедрение гидравлических приводов поверхностей управления в практику авиастроения произошло лишь через 15 лет).

Хотя самолеты семейства R успешно летали и были приняты на вооружение военно-воздушными силами Германии, 7 построенных бомбардировщиков «Сименс-Шукерт» оказались не очень эффективными наступательными самолетами, так что был построен только один экземпляр каждой модели.

Основные данные R-III: размах крыла 34,36 м; взлетная масса 6806 кг; максимальная скорость 133 км/ч.

«ДУБЛЬ ВУАЗЕН»

Некоторые двухфюзеляжные самолеты проектировались и строились сразу же как оригинальные конструкции, тогда как ряд машин этого класса был создан путем объединения ранее существовавших обычных однофюзеляжных самолетов.

Характерным примером второго подхода является уникальный французский самолет «Дубль Вуазен», созданный в 1914 г. При постройке самолета были использованы два фюзеляжа от самолетов «Вуазен» с велосипедным шасси, которые соединялись между собой новой центральной секцией крыла и горизонтальным оперением. Штатный комплект консолей крыла выпускавшегося в то время самолета «Вуазен» был использован в качестве крыльевых консолей двухфюзеляжного самолета (рис. 9.4). Был построен только один опытный образец этого самолета, и никакой технической информации, за исключением приводимого фотоснимка, не сохранилось.

МВ-4 ФИРМЫ «ТОМАС-МОРЗ»

В 1919 г. американская фирма «Томас-Морз эркрафт» (Итака, шт. Нью-Йорк) от-



Рис. 9.5. Американский самолет «Томас-Морз» MB-4. В отличие от «Фоккер» K-I (1915 г.) летчик размещается не в гондоле, а в фюзеляже.

ветила на опубликованный Почтовым управлением США запрос проектом четырехдвигательного почтового самолета. Разработанный фирмой самолет MB-4 явился, по сути дела, более современным вариантом самолета «Фоккер» K-I, хотя, вероятно, инженеры фирмы «Томас-Морз» об этом и не знали.

В схеме самолета прослеживаются, с незначительными изменениями, те же концепции, что и у Фоккера. Почтовое отделение располагалось в гондоле между двигателями, а два летчика размещались в своих кабинах с дублированным связанным управлением, которые находились в разных фюзеляжах (рис. 9.5). Удивительно, как летчикам удавалось поддерживать между собой связь (в то время электронные системы связи еще не существовали). Вероятнее всего, для данного самолета была малопригодной и рупорная переговорная труба, распространенная в те годы на учебных самолетах с тандемным расположением кабин.

Как и в конструкции самолета «Фоккер» K-I, в отличие от некоторых других двухфюзеляжных самолетов, хвостовые части фюзеляжей MB-4 имели вид консольных балок, не скрепленных между собой. Каждый из этих фюзеляжей оснащался отдельным комплектом оперения с истребителя MB-3 этой же фирмы. Силовая установка состояла из двигателей фирмы «Райт», модель «H», – американского варианта французского двигателя «Испано-Сюиза» мощностью 300 л. с. (220,5 кВт).

Почтовое управление США приобрело опытный образец MB-4, но воздержалось от заказа на серийное производство.

Основные данные: размах крыла 14,8 м; взлетная масса 2524 кг; максимальная скорость 196 км/ч.

S-55 «САВОЙЯ-МАРКЕТТИ»

В 1925 г. итальянцы снова захватили лидерство в области создания двухфюзеляжных самолетов, на этот раз создав двухфюзеляжную летающую лодку S-55 «Савойя-Маркетти», оснащенную двумя двигателями французского производства «Лорэн» мощностью 400 л. с. (294 кВт). Этот самолет интересен не столько использованием двух довольно вместительных корпусов, сколько тем фактом, что они были выполнены очень короткими. Это позволило конструкторам существенно снизить массу конструкции самолета и уменьшить его аэродинамическое сопротивление (рис. 9.6). Горизонтальное оперение конструктивно связывало хвостовые части двух трубчатых балок, выходящих из хвостовых частей фюзеляжей. Самолет S-55 широко использовался итальянскими военно-воздушными силами и гражданскими авиакомпаниями вплоть до 1938 г.

Хотя фюзеляжи летающей лодки были довольно вместительными, летчики располагались в открытой кабине, расположенной в толстой центральной части крыла. Такое размещение экипажей не обеспечивало достаточно хорошего обзора из кабины,

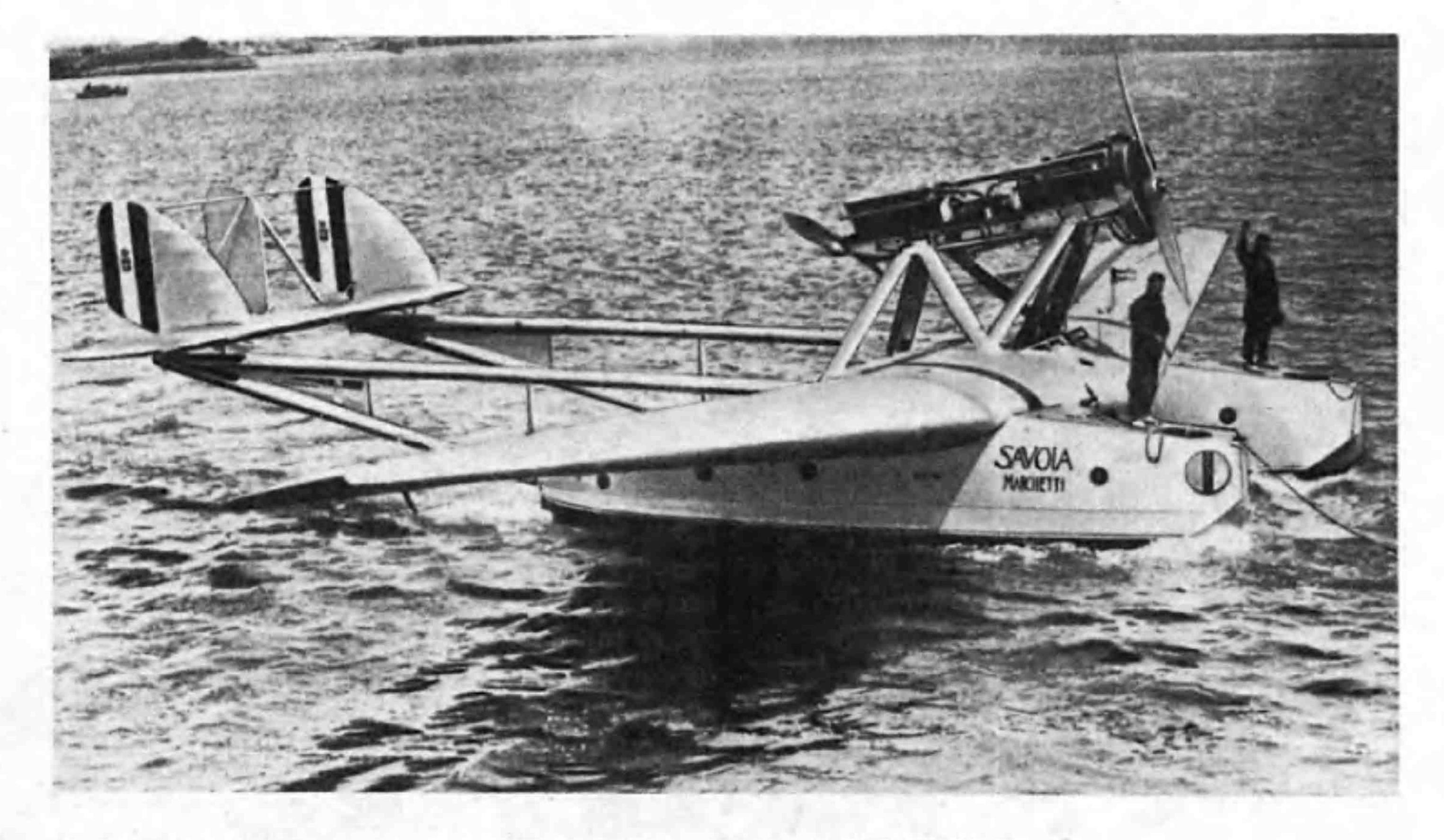


Рис. 9.6. Двухкорпусная итальянская летающая лодка S-55 (1925 г.).

особенно в направлении «вперед-вниз»; значительный по величине угол положительного V крыла также затруднял обзор из кабины экипажа влево и вправо от направления полета. На самолете S-55 было выполнено несколько знаменитых перелетов. Франческо де Пинедо достиг на этом самолете Аризоны в 1927 г., выполняя кругосветный перелет в западном направлении. К сожалению, на стоянке по небрежности возник пожар, и деревянный корпус лодки был практически уничтожен огнем. Де Пинедо получил специально переправленный в США другой экземпляр S-55 и завершил перелет через Соединенные Штаты, после чего вернулся в Италию через Азорские острова.

Наиболее известным применением летающих лодок S-55 стали групповые перелеты этих самолетов на большие дальности. Следует отметить, что в таких перелетах участвовали усовершенствованные самолеты S-55 с закрытыми кабинами и рядом других модификаций. Маршал ВВС Италии Итало Бальбо руководил перелетом 12 летающих лодок S-55 через Южную Атлантику в Рио-де-Жанейро и обратно в 1930 г. Под его руководством был выполнен и другой знаменитый перелет 24 таких самолетов из Италии на Всемирную выставку в Чикаго в 1933 г.

Основные данные (S-55A, 1930 г.): силовая установка – два двигателя «Фиат» мощностью 700 л.с. (514 кВт); размах крыла 24,4 м; площадь крыла 92 м^2; взлетная масса 7684 кг; максимальная скорость 237 км/ч.

Р-38 «ЛАЙТНИНГ» ФИРМЫ «ЛОКХИД»

До настоящего времени одним из наиболее известных двухфюзеляжных (точнее, двухбалочных) самолетов, который строился массовой серией (10036 экз.) для ВВС США с 1938 г. по 1945 г., является американский истребитель Р-38 «Лайтнинг» фирмы «Локхид». Так как самолет был спроектирован по нетрадиционной для истребителей схеме, доводка этой машины заняла довольно продолжительное время, но все же в 1943 г. самолет стал эффективным боевым истребителем. Он быстро завоевал уважение немецких летчиков, которые прозвали его «рогатым дьяволом».

Оснащенный двумя двигателями V-1710 фирмы «Эллисон» мощностью от 1150 до

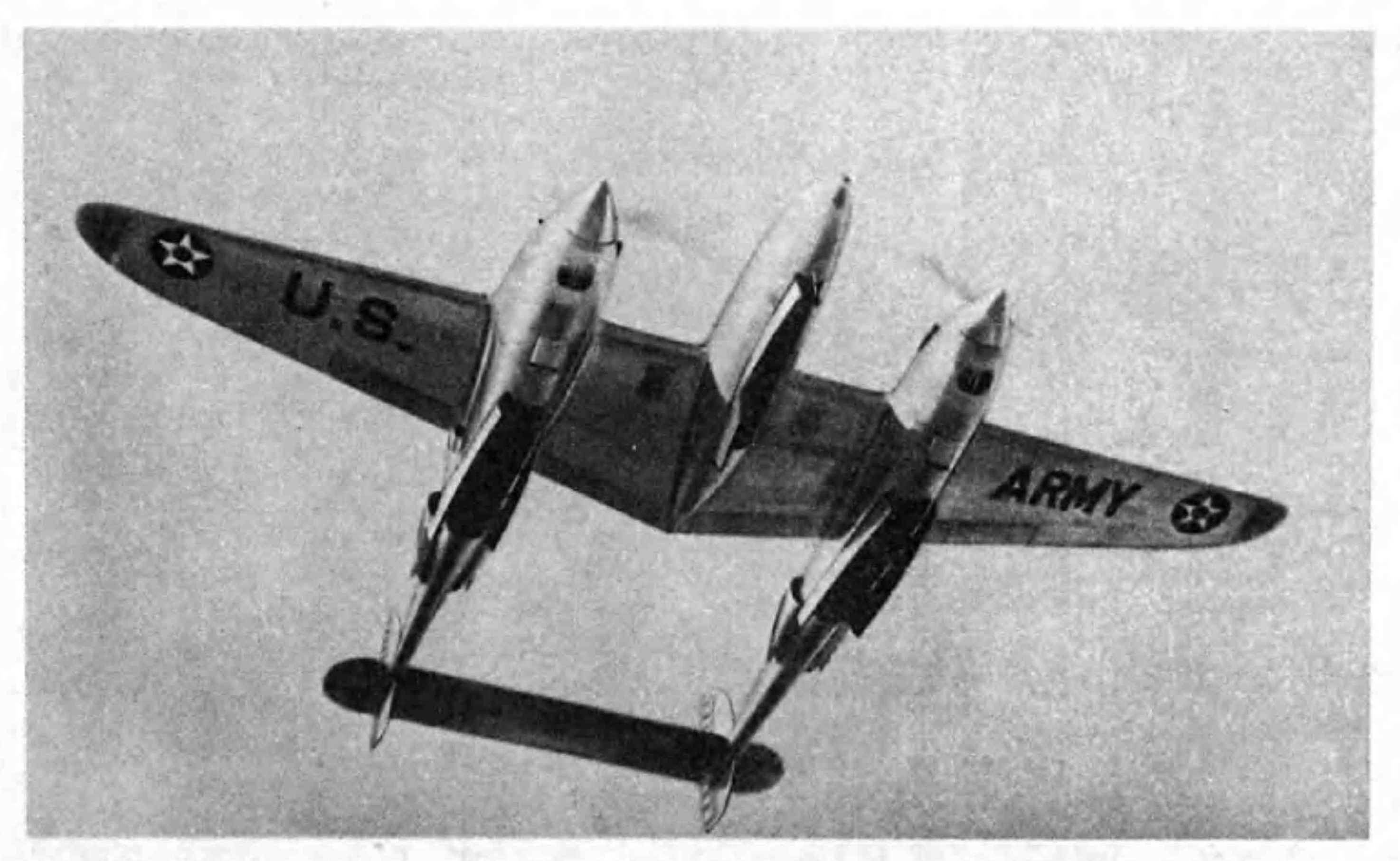


Рис. 9.7. Двухбалочный истребитель Р-38 фирмы «Локхид», обладающий высокими летно-техническими характеристиками.

1600 л. с. (845–1176 кВт), самолет Р-38 оказался весьма подходящим и для выполнения других задач. В частности, на базе этого самолета были созданы фоторазведчики F-4 и F-5, в носовой части которых вместо мощной батареи из четырех пулеметов калибра 12,7 мм и одной пушки калибра 20 или 30 мм устанавливались фотокамеры. Впоследствии носовые отсеки этих самолетов выполнялись в виде модульных конструкций, что обеспечило взаимозаменяемость и возможность применения одного и того же самолета для выполнения разных задач. Несколько машин этого типа было модифицировано в самолеты наведения ударных групп бомбардировщиков. Они оснащались прозрачной носовой частью, которая позволяла штурману обеспечивать точное целеуказание. По его сигналу экипажи других одноместных Р-38, несущих бомбы вместо дополнительных топливных баков, атаковали наземные цели.

Фюзеляжи Р-38 представляли собой довольно изящные конструкции. Тем не менее, в них были очень плотно закомпонованы двигатель, турбонагнетатель, радиаторы и основное шасси. Кабина летчика размещалась в центральной гондоле (рис. 9.7), как это было сделано на старых самолетах «Капрони». В конце войны был создан двухместный ночной истребитель Р-38М, оснащенный дополнительной кабиной оператора РЛС за кабиной летчика. (До этого была предпринята попытка создания двухместного самолета с размещением второго летчика в левом фюзеляже.)

Основные данные Р-38: силовая установка – два двигателя фирмы «Эллисон» мощностью 1475 л. с. (1084 кВт) с винтами противоположного вращения; размах крыла 15,9 м; площадь крыла 30,46 м^2; взлетная масса 9798 кг; максимальная скорость 666,5 км/ч на высоте 7600 м.

He.111Z ФИРМЫ «ХЕЙНКЕЛЬ»

Когда в 1941 г. Мессершмитт построил крупнейший в мире грузовой планер, который имел размах крыла 54,9 м и взлетную массу 39 390 кг, он обнаружил, что самолет, пригодный для буксировки такого планера, отсутствует. Были успешно выполнены по-

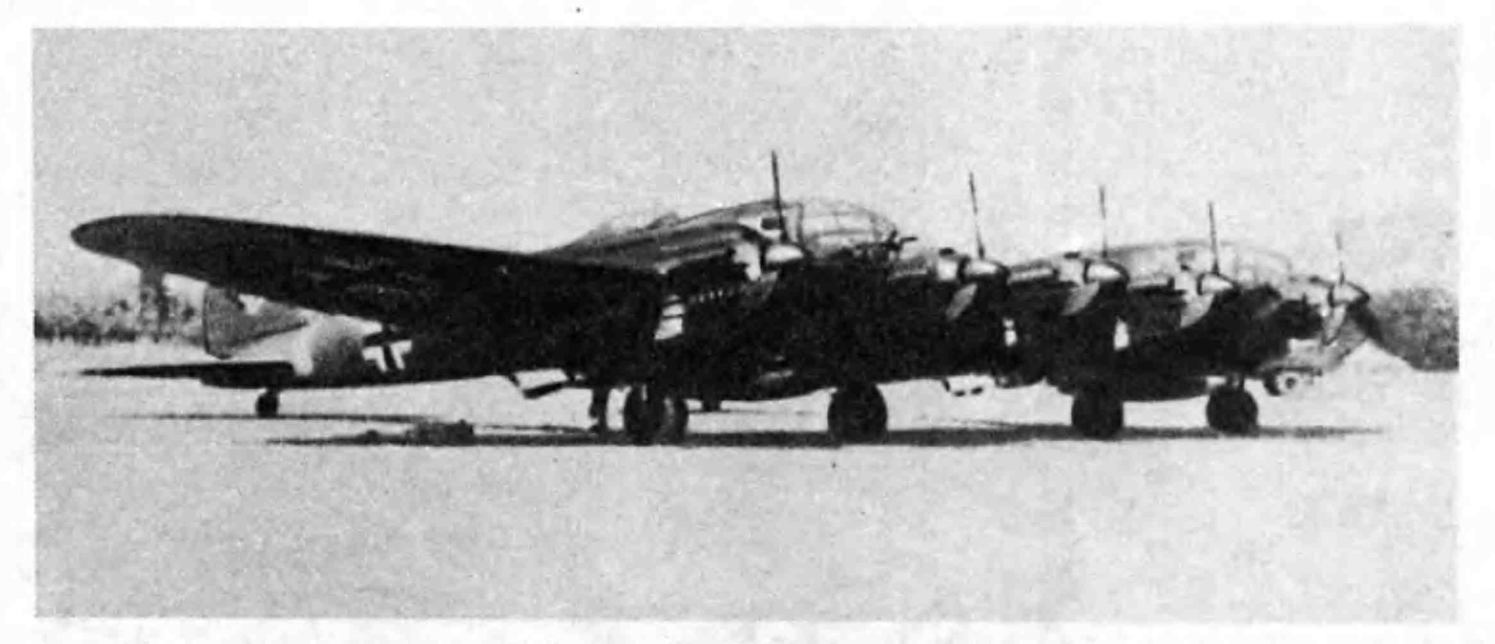


Рис. 9.8. Немецкий самолет «Хейкель» He.111Z, сконструированный путем соединения двух стандартных бомбардировщиков He.111 дополнительной центральной секцией крыла с установкой пятого двигателя.

леты планера за тройкой трехдвигательных бомбардировщиков «Юнкерс» Ju.52, каждый из которых тащил планер за отдельный трос. Однако было очевидно, что необходим один буксировщик, способный выполнять эту задачу. Такой самолет был создан путем объединения в один летательный аппарат двух серийных самолетов «Хейнкель» He.111H. Таким образом из двух двухдвигательных бомбардировщиков был создан пятидвигательный самолет He.111Z (Z – первая буква немецкого слова zwilling – сдвоенный).

Так же, как у «Фоккера» K-I или MB-4, каждый из фюзеляжей He.111 оснащался собственным комплектом поверхностей оперения. Фюзеляжи самолетов были соединены между собой плоской центральной секцией крыла, на которой устанавливался пятый двигатель самолета – «Юмо» фирмы «Юнкерс» мощностью 1350 л. с. (992 кВт). Расстояние между осями фюзеляжей составляло 12,8 м, вследствие чего He.111Z стал самым крупным по размаху двухфюзеляжным самолетом (рис. 9.8).

Было построено 12 таких машин; некоторые из них ограниченно применялись в ходе второй мировой войны, преимущественно на восточном фронте. Проблема буксировки планера Me-321 была разрешена путем установки на него шести французских двигателей «Гном-Ром» мощностью 750 л. с. (551 кВт). В результате был создан транспортный самолет Me-323, но в то же время сохранилось некоторое количество планеров Me-321, для которых и требовался самолет-буксировщик He.111Z.

Основные данные: размах крыла 35,4 м; площадь крыла 147,6 м^2; взлетная масса 28 600 кг; скорость полета (при буксировке одного планера Me-321) 220 км/ч; скорость полета (при буксировке двух меньших планеров Go-242 «Гота») 249,5 км/ч.

P-82 «ТВИН МУСТАНГ» ФИРМЫ «НОРТ АМЕРИКЕН»

На протяжении длительного времени созданный в 1946 г. фирмой «Норт Американ» истребитель P-82 «Твин Мустанг» считался самолетом, который просто был собран из двух стандартных фюзеляжей истребителя P-51, однако это не так. Хотя фюзеляжи и имели много общего с фюзеляжами P-51H, они сразу были спроектированы для самолета двухфюзеляжной схемы, а не просто приспособлены к ней.

P-82 (F-82 после июля 1948 г.) проектировался как дальний истребитель сопровождения. Ранние модели этого самолета оснащались двигателями «Мерлин» фирмы «Роллс-Ройс» (американского производства по английской лицензии), но начиная с модели P-82E и далее использовались дви-

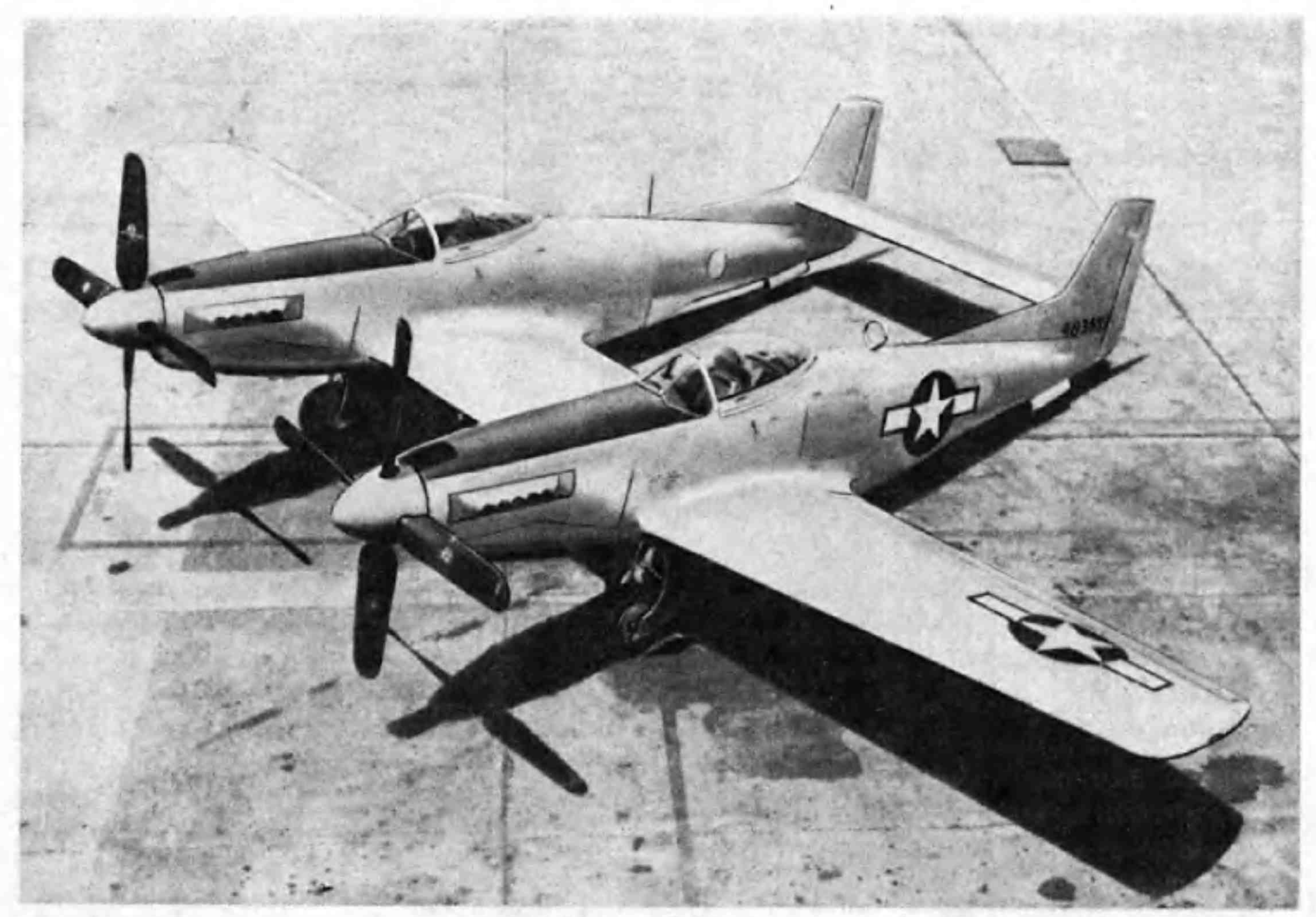


Рис. 9.9. Американский истребитель Р-82 «Твин Мустанг» фирмы «Норт Америкен» (1945 г.).

гатели V-1710-143/145 фирмы «Эллисон» мощностью 1600 л. с. (1176 кВт). Приводимые через дробь цифры марки двигателя означают противоположное вращение винтов.

Р-82 напоминал МВ-4 и He.111Z тем, что в каждом фюзеляже размещался член экипажа. Хвостовые части фюзеляжей были соединены горизонтальным оперением (рис. 9.9). Обе кабины оснащались органами управления, но штатный летчик располагался в левой кабине. При выполнении большинства заданий в качестве самолета-истребителя в правой кабине размещался оператор РЛС. Вооружение самолета состояло из шести пулеметов калибра 12,7 мм, размещенных в центральной части крыла; кроме того, дополнительное вооружение могло устанавливаться на центральные пилоны фюзеляжа. Модели этого самолета, имевшие в качестве основного назначения выполнение функций ночного истребителя, оснащались контейнером с радиолокационной станцией, устанавливаемым под центральной секцией крыла. Этот самолет стал последним истребителем ВВС США с поршневыми двигателями. Всего было построено 272 таких самолета. Последняя модель – Р-82G – являлась ночным истребителем.

Основные данные: размах крыла 15,6 м; площадь крыла 37,9 м^2; взлетная масса 11 600 кг; максимальная скорость 772 км/ч на высоте 6 400 м.

«ТВИН ЭРКУП»

Примером создания нового самолета из двух серийных для решения специальной задачи является построенный в 1948 г. самолет «Твин Эркуп», предназначенный для участия в демонстрационных и показательных полетах (рис. 9.10).

Базовый самолет «Эркуп» был построен фирмой «Энджиниринг энд рисерч корпорейшн», или кратко ERCO. Удлинение этого сокращения в «Эркуп» применительно к двухместному самолету привилось. Это

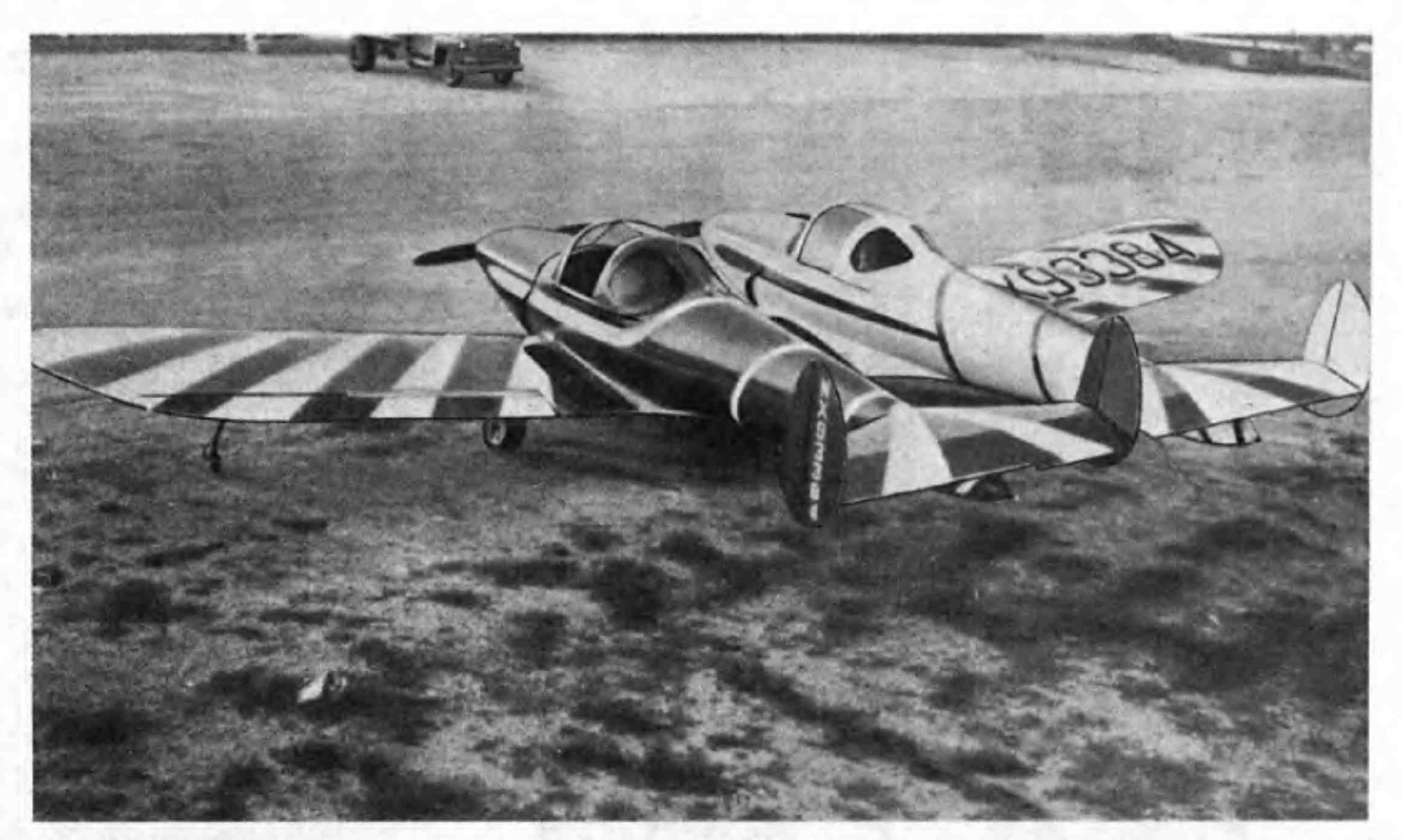


Рис. 9.10. Двухфюзеляжный «Твин Эркуп» (1948 г.), предназначенный для выступлений в воздушных представлениях. Сконструирован путем соединения двух легких самолетов «Эркуп».

был цельнометаллический самолет, который сначала оснащался двигателями «Континенталь» мощностью 65 л. с. (47,7 кВт), а впоследствии двигателем мощностью 90 л. с. (66,8 кВт). В 1940 г. самолет поступил на рынок и завоевал популярность благодаря своей высокой безопасности и нечувствительности к штопору. Самолет очень подходил для неопытных летчиков из-за уникальной двойной системы управления и ограниченного хода руля высоты. Кроме того, «Эркуп» стал первым массовым персональным самолетом в Соединенных Штатах с трехколесным шасси. Производство этих машин было прекращено в ходе второй мировой войны, однако после ее окончания было возобновлено и продолжалось вплоть до начала войны в Корее. Затем фирма продала авторские права на самолет. С этого времени многочисленные обладатели авторских прав на «Эркуп» создали значительное количество новых модификаций, которые строились вплоть до 1969 г.

Два фюзеляжа самолета «Твин Эркуп» соединялись в зоне окончания центроплана крыла и внутренних частей стандартных поверхностей горизонтального оперения. Так как для этого самолета были сняты ограничения по диапазону отклонения руля высоты, он превратился в великолепный акробатический самолет. К сожалению, технические данные этого построенного в одном экземпляре самолета отсутствуют.

«ТВИН КАБ» ФИРМ «ВАГНЕР» И «ПАЙПЕР»

Интересной особенностью созданного в 1949 г. самолета «Твин Каб» фирм «Вагнер» и «Пайпер» является не то, что он собран из двух стандартных самолетов «Пайпер Каб», а то, что два самолета, из которых он сделан, не одинаковы. Один из них – это знаменитый J-3, созданный в 1937 г. и непрерывно совершенствовавшийся вплоть до 1947 г.; другой – модифицированный PA-11, выпускавшийся вплоть до 1947–1949 гг. Для компенсации мощности силовой установки и аэродинамического сопротивления J-3 был оснащен штатным для PA-11 двигателем «Континенталь» мощностью 85 л. с. и закрытым капотом двига-

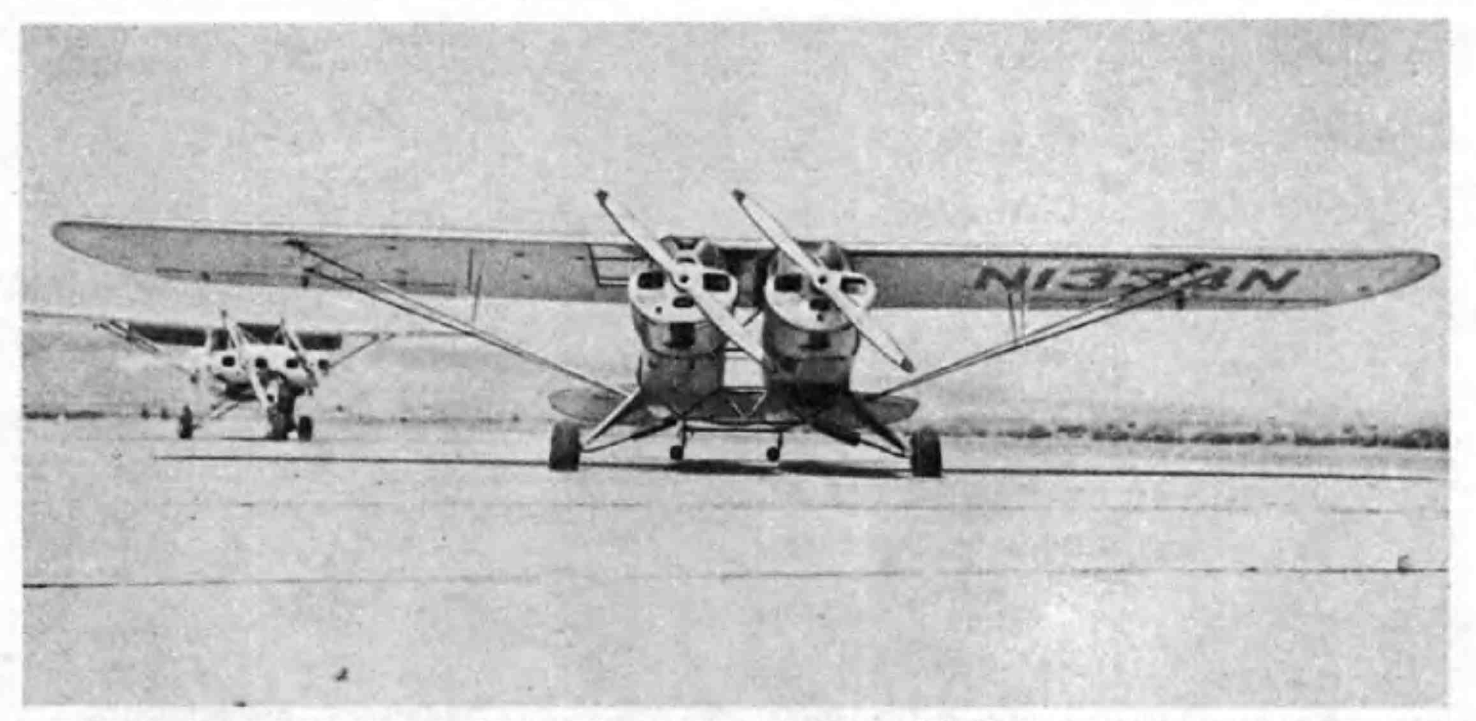


Рис. 9.11. Двухфюзеляжный «Твин Каб», сконструированный Г. Вагнером путем соединения двух самолетов фирмы «Пайпер». Столь близкое расположение фюзеляжей стало возможным благодаря синхронизации вращения воздушных винтов.

тельного отсека. Два фюзеляжа этого самолета располагались ближе друг к другу, чем на любом другом двухфюзеляжном самолете. Гарольд Вагнер, который также разработал «Твин трипейсер», использовал на этом самолете схему перекрытия дисков воздушных винтов для обеспечения минимального расстояния между фюзеляжами. Хвостовые части фюзеляжей соединялись между собой посредством короткой центральной секции стандартного оперения самолетов «Каб»; в передней части фюзеляжи соединялись небольшой проставкой крыла и стальной фермой, расположенной под фюзеляжем и предназначенной для распределения нагрузки между двумя стойками основного шасси, размещенными по внешним бортам каждого фюзеляжа. Как и на других конструкциях Вагнера, левый воздушный винт был установлен на удлиненном коке и располагался несколько впереди правого, что позволяло обеспечить перекрытие дисков воздушных винтов (рис. 9.11). Как и «Твин Трипейсер», «Твин Каб» был построен в одном экземпляре и существовал относительно недолгое время. Созданный в 1948 г. самолет «Пайпер» PA-11, более известный как «Каб спешл», представлял собой несколько модернизированный вариант J-3 «Каб»; он оснащался таким же двигателем «Континенталь» мощностью 65 л. с. (47,7 кВт). Впоследствии мощность силовой установки была доведена до 95 л. с. (69,8 кВт).

ДВУХФЮЗЕЛЯЖНЫЙ РЕАКТИВНЫЙ САМОЛЕТ ФИРМЫ «ФУЖА»

Одним из редких примеров двухфюзеляжного реактивного самолета является самолет «Жемо I», построенный в 1951 г. французской фирмой «Фужа». Этот самолет создан путем объединения ранее существовавших самолетов СМ 8R-15 «Циклон» фирмы «Фужа» (экспериментальных реактивных самолетов, которые в свою очередь являлись модификацией планеров этой фирмы).

В конце 1940-х гг. фирма выпустила, в дополнение к традиционным для нее двухдвигательным транспортным самолетам, серию одноместных планеров. Модель СМ8-15 (цифра 15 означает размах крыла в метрах) интересна тем, что на ней едва ли не впервые в планерной авиации было применено V-образное хвостовое оперение (рис. 9.12). Впоследствии, когда появились легкие реактивные двигатели, фирма установила небольшой ТРД фирмы «Тюрбо-



Рис. 9.12. Французский двухфюзеляжный самолет «Жемо I» с четырехколесным шасси, сконструированный из двух однодвигательных реактивных экспериментальных самолетов.

мека» тягой 1 кН в верхней части фюзеляжа СМ8-15. Реактивная струя проходила между килями V-образного оперения. Этот летательный аппарат представлял собой чисто экспериментальный самолет. Предполагалось, что на его базе можно построить коммерческий легкий спортивный самолет, но он оказался слишком дорогим.

Соединение двух таких самолетов в единый летательный аппарат, по замыслу его создателей, способствовало повышению безопасности полета за счет использования двухдвигательной силовой установки и решало проблему создания двухместного самолета. Внутренние части V-образного оперения каждого самолета были несколько укорочены для уменьшения расстояния между фюзеляжами, а шасси самолета модернизировано таким образом, что получилось четырехколесное шасси.

Основные данные («Жемо I»): размах крыла 10,7 м; взлетная масса 1096 кг; максимальная скорость 285 км/ч.

«ВОЯДЖЕР» Б. РУТАНА

Проектирование этого уникального самолета, предназначенного для беспосадочного перелета вокруг земного шара (в начале работ он был известен под обозначением «модель 76») началось летом 1982 г. Первый вылет состоялся 22 июня 1984 г. Этот цельнокомпозитный двухместный двухдвигательный самолет, как и подавляющее большинство конструкций Б. Рутана, построен по схеме, необычной во многих отношениях. Аэродинамическую схему конструктор определяет как «тримаран» (поэтому описание самолета помещено в данной главе). В более привычных терминах – это «утка» многобалочной схемы с фюзеляжем-гондолой, крылом большого удлинения (33,8), двухкилевым вертикальным оперением и ПГО, конструктивно связанным с балками-фюзеляжами.

14 декабря 1986 г. «Вояджер» вылетел с расположенного в пустыне Мохаве аэродрома в свой рекордный полет и за 9 сут 3 мин 44 с облетел вокруг земного шара, преодолев расстояние 42 934 км без посадки и дозаправки топливом в воздухе. Достижение столь выдающегося результата стало возможным благодаря удачной реализации в этом летательном аппарате последних достижений прикладной аэродинамики и материаловедения. Примененные в конструкции композитные материалы обеспечили, с одной стороны, малую массу планера (426 кг), а с другой – чрезвычайно «чистые» с аэродинамической точки зрения поверхности самолета (рис. 9.13).

В настоящее время «Вояджер» находит-

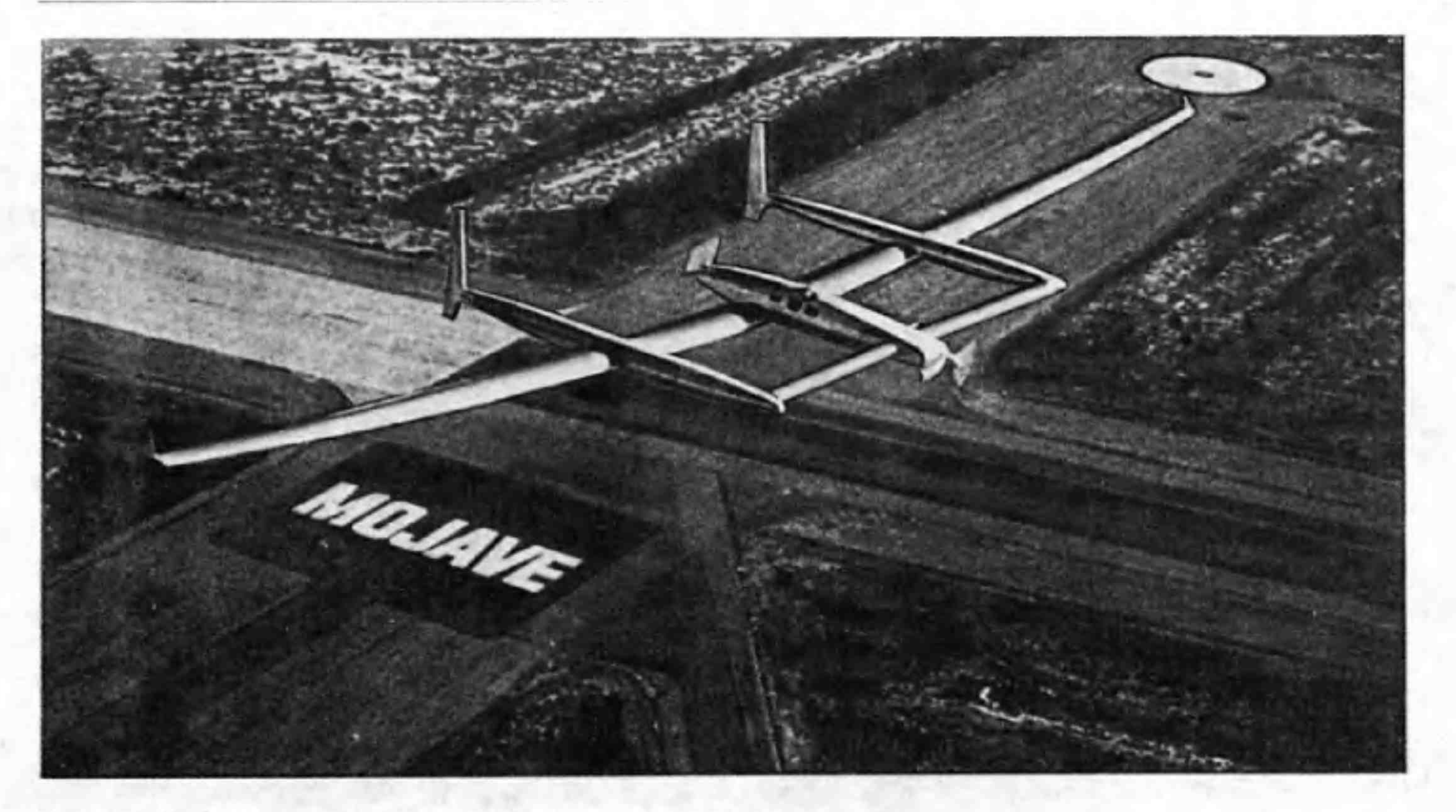


Рис. 9.13. Рекордный самолет Б. Рутана «Вояджер».

ся в Национальном музее авиации и космонавтики США в Вашингтоне.

Основные данные: силовая установка – два двигателя фирмы «Теледайн» «О-240» мощностью 110 л. с. (82 кВт); размах крыла 33,77 м; площадь крыла 33,72 м^2; взлетная масса 4 328 кг; крейсерская скорость 196 км/ч; продолжительность полета без дозаправки топливом – более 9 суток.

Глава 10
Би-монопланы

На протяжении многих лет некоторые из хорошо зарекомендовавших себя самолетов прошли через ряд усовершенствований, нацеленных на то, чтобы придать самолету те или иные качества. В ходе этого процесса нередко создавались по-настоящему новаторские модели. Однако чаще всего базовая конструкция фюзеляжа, оперения и шасси, равно как и двигатель, оставались неизменными. Наиболее существенные изменения, как правило, вносились в конструкцию крыла. Иногда самолеты, построенные по схеме моноплана, с целью получения дополнительной подъемной силы или маневренности, получали второе крыло и становились бипланами. В других случаях хорошо проверенные бипланные самолеты модифицировались в монопланы, обычно для увеличения максимальной скорости полета. В любом случае внесенные изменения обычно приводили к появлению новых моделей самолетов, несмотря на то, что эти машины имели много общего со своими предшественниками.

В нескольких случаях, которых, правда, не так уж много, были созданы самолеты, способные летать как монопланы либо как бипланы в соответствии с требованиями данного момента. Большинство из них проектировалось как монопланы, оснащенные средствами установки второго крыла. При создании таких машин особое внимание следует уделять тому, чтобы центры давления на крыльях находились максимально близко к линии центра масс для обеспечения необходимой балансировки вне зависимости от того, установлено одно крыло или два. В рассматриваемых конструкциях дополнительное крыло редко имело такие же размеры, как и основное, поэтому общая площадь крыльев увеличивалась менее чем в два раза.

Хотя все описанные в данной главе самолеты летали, степень их универсальности обычно не соответствовала ожиданиям, и ни один из них не вышел за пределы стадии создания опытного образца и его испытаний.

Другим подходом к созданию би-монопланов является использование двух совершенно различных комплектов крыльев вместо установки дополнительного крыла. Такой подход позволяет более свободно выбирать место для установки каждого из комплектов крыльев и существеннее изменяет облик самолета. Единственный из известных к настоящему времени би-монопланов такого типа это любительский самолет автора «Флай Бэби».

В настоящей главе описаны наиболее известные самолеты би-монопланы, а также несколько менее известных конструкций, созданных для решения специальных задач.

«ТЕКСАС УАЙЛДКЭТ» КЕРТИССА И КОКСА

Одним из первых самолетов, который начинал летать в качестве моноплана, а закончил свою карьеру как биплан, был

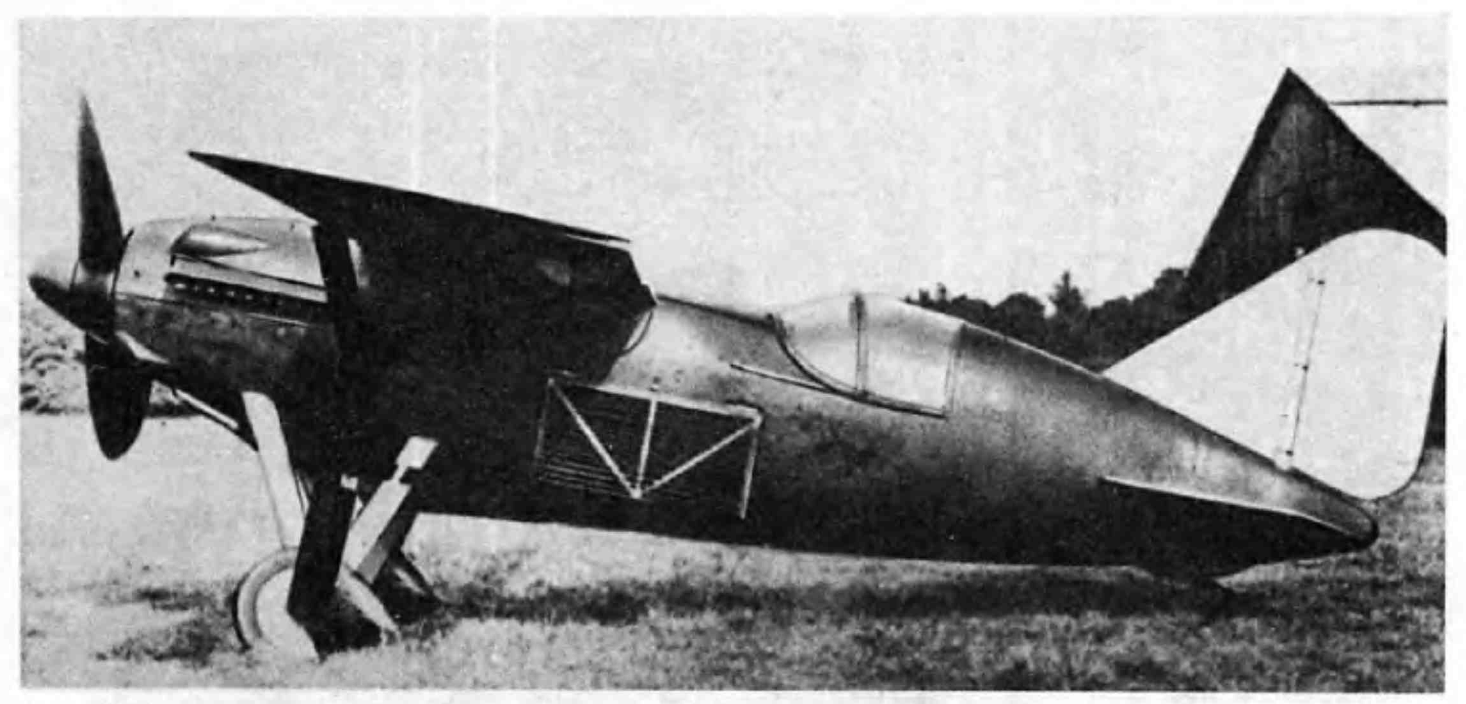


Рис. 10.1. Американский участник гонок 1920 г. на приз Гордона Беннета – моноплан «Уайлдкэт» фирмы «Кертисс».

гоночный самолет «Техас Уайлдкэт», построенный фирмой «Кертисс» по заказу богатого техасца С. Кокса. Этот самолет (как и его «брат» «Кактус Киттен») представлял Соединенные Штаты в гонках на приз Гордона Беннета 1920 г., которые проводились во Франции. Оба этих самолета отличались рядом передовых для своего времени технических решений, наиболее примечательным из которых было использование закрытой кабины (фонарь кабины откатывался назад по рельсовым направляющим). Начиная с 1930-х гг. такое техническое решение стало стандартным для гоночных и боевых самолетов. Подкосы крыла в своей нижней части крепились к осям шасси, а амортизаторы были встроены в колеса (рис. 10.1).

Проектирование и постройка этих гоночных самолетов с двигателями мощностью 400 л.с. (294 кВт) проводились в крайне сжатые сроки, как это часто бывает при создании гоночных машин, поэтому недостаточное количество испытаний обусловило ряд конструктивных недостатков. До гонок в США летал только самолет «Техас Уайлдкэт», причем эти полеты выполнялись лишь с экспериментальным крылом большой площади. С этим крылом максимальная скорость самолета составляла 295 км/ч, и конструкторы ожидали, что со штатным «быстрым» крылом самолет достигнет скорости ~ 345 км/ч.

Когда перед гонками, уже во Франции, самолет был испытан со своим штатным крылом, оказалось, что в такой конфигурации он практически неуправляем. После этого проектная группа Кертисса спроектировала нижнее крыло и в срочном порядке изготовила это крыло на расположенном неподалеку авиационном заводе «Моран-Сольнье» (рис. 10.2). После проверок летчик фирмы «Кертисс» Роланд Рольфс выполнил короткий перелет в район проведения гонок, но при взлете повредил колеса шасси. При посадке колесо разрушилось, самолет перевернулся и получил повреждения, которые невозможно было устранить без капитального ремонта. Забавно, что «Уайлдкэт» мог вполне успешно выступить и со своим исходным, «медленным» крылом – рекордная скорость для этой гонки составила всего 270 км/ч.

Другой самолет – «Кактус Киттен» – не принял участия в гонках во Франции, так как недостаток времени не позволил достроить еще одно нижнее крыло для него. Этот самолет был подготовлен для участия в проводимых гонках на приз Пулитцера в США в 1921 г. Самолет был оснащен тремя крыльями. Максимальная скорость полета составила 274 км/ч, что позволило самоле-

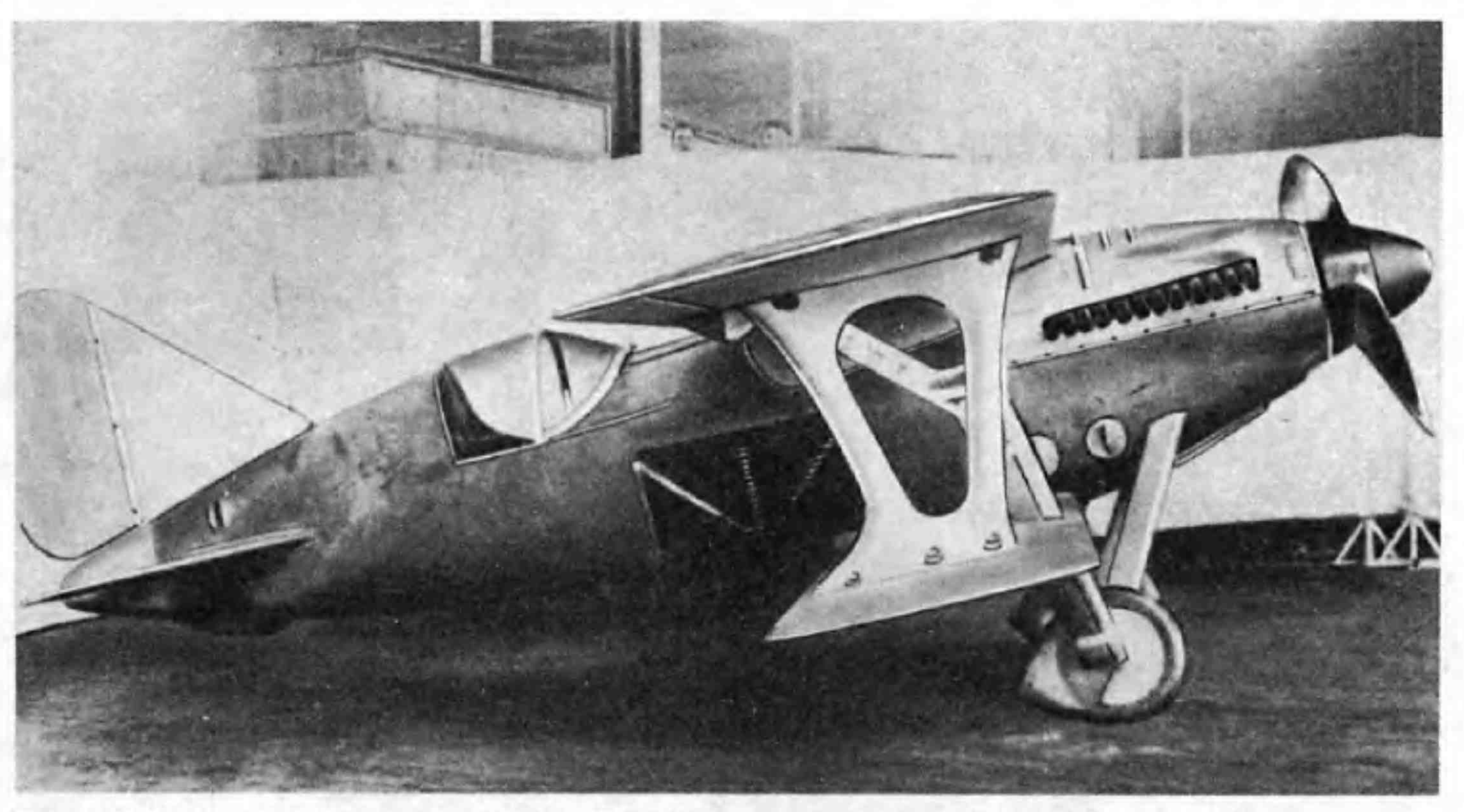


Рис. 10.2. Модификация моноплана «Тексас Уайлдкэт» с оптимальными крыльями.

ту занять второе место в гонках и стать самым скоростным в мире трипланом (рис. 10.3).

Основные данные биплана «Уайлдкэт»: силовая установка – двигатель «Кертисс» CD-12 мощностью 400 л.с. (294 кВт); размах крыла 7,6 м; площадь крыла 13,5 м^2; взлетная масса 1092 кг; максимальная скорость (расчетная) 344,5 км/ч.

Основные данные триплана «Кактус Киттен»: размах крыла 6,1 м; площадь крыла 19,5 м^2; максимальная скорость (при полете по замкнутому маршруту) 273,7 км/ч.

Рис. 10.3. Триплан «Кактус Киттен», близкий по конструкции к «Тексас Уайлдкэт».



Рис. 10.4. Немецкий самолет «Юнкерс» Т-26 (монопланная модификация «Е»).

«ЮНКЕРС» Т-26

В 1922 г. на заводе фирмы «Юнкерс» в Дессау был создан уникальный расчалочный моноплан спортивного типа – Т-19. Самолет оснащался английским радиальным двигателем фирмы «Армстронг-Сиддли» мощностью 80 л.с. (58,8 кВт). Этот самолет не имел большого коммерческого успеха в условиях послевоенной депрессии. Аналогичная модель Т-23 с двигателем «Ле Рон» мощностью 80 л.с. была создана в 1923 г., но этот самолет уже обладал новой конструктивной особенностью – он оснащался нижним крылом, которое делало его бипланом. В варианте моноплана этот самолет имел обозначение Т-23Е, а в варианте биплана – Т-23ED. Так как крылья этого самолета выполнялись по свободнонесущей схеме, установка дополнительных силовых элементов, связывающих верхнее и нижнее крылья не требовалась; всего лишь



Рис. 10.5. Немецкий самолет «Юнкерс» Т-26 в бипланной модификации «D».

два подкоса связывали крылья в районе законцовок. Эта концепция не была достаточно популярной в те годы, и был построен только один такой самолет.

Надо отметить, что Юнкерс не оставил эту идею и в 1925 г. создал еще один самолет такого же типа – Т-26. Конструкция планера была очень близкой к Т-19 и Т-23, а вот двигатель был заменен другим – L-1a – рядным шестицилиндровым двигателем фирмы «Юнкерс» мощностью 80 л.с. Именно различие в силовой установке объясняет тот факт, что эти самолеты, имеющие практически одинаковые планеры, получили разные названия (рис. 10.4, 10.5).

Основные данные Т-26Е: размах крыла 13,2 м при площади 21,5 м^2; взлетная масса 780 кг; максимальная скорость 130 км/ч.

Основные данные Т-26D: площадь крыла 33,5 м^2; взлетная масса 805 кг; максимальная скорость 114 км/ч. Был построен только один такой самолет.

«ФОККЕР F-V»

В начале 1920-х гг. фирма «Фоккер эркрафт» являлась ведущей в Европе фирмой по производству однодвигательных транспортных самолетов (в это время Фоккер вернулся в свою родную Голландию, после того как в ходе первой мировой войны он строил боевые самолеты в Германии). Транспортные самолеты Фоккера представляли собой, как правило, монопланные конструкции, причем следует сказать, что в то время для самолетов такого назначения оптимальной схемой считалась бипланная. Транспортные монопланы Фоккера сталкивались с рядом эксплуатационных ограничений, поэтому он в 1922 г. разработал модель F-V – восьмиместный расчалочный моноплан, оборудованный средствами для установки нижнего крыла (рис. 10.6, 10.7). Крылья самолета были построены по свободнонесущей схеме (так же, как и у Юнкерса), и необходимость добавления традиционных для бипланов расчалок отсутствовала. (На деле именно опыт военного времени в фирме «Юнкерс» и вдохновил Фоккера на создание в основном свободнонесущих монопланов.) Самолет оснащался английским двигателем «Игл» мощностью 360 л.с. (264,4 кВт) фирмы «Роллс-Ройс».

Размах монопланного крыла составлял 16 м при площади крыла 44,6 м^2. Нижнее крыло добавляло еще 24,2 м^2 площади. Крейсерская скорость самолета в варианте моноплана составляла 190 км/ч, а в варианте биплана – 180 км/ч. Полезная нагрузка самолета-биплана равнялась 1200 кг, а моноплана – 910 кг.

Самолет «Фоккер F-V» был весьма эффективным в обоих вариантах, но не настолько, чтобы обеспечить получение крупных заказов. Единственный из построенных

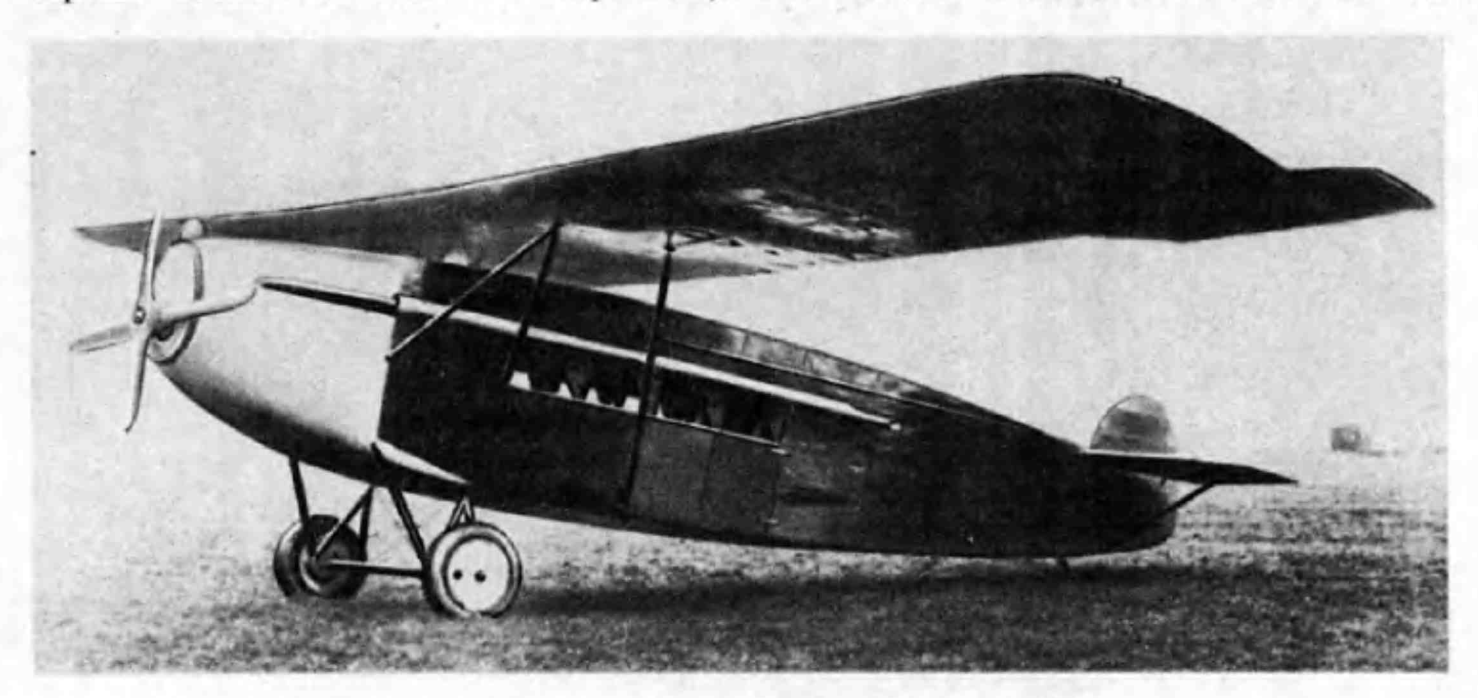


Рис. 10.6. Монопланная модификация самолета «Фоккер F-V» (1922 г.).



Рис. 10.7. Самолет «Фоккер F-V» с дополнительным нижним крылом.

образцов самолета был продан в Россию, где он (в конфигурации биплана) эксплуатировался авиатранспортным предприятием.

XF-13C-1/2 ФИРМЫ «КЕРТИСС»

ВМС США проявляли повышенную осторожность в использовании монопланных истребителей со своих авианосцев на протяжении нескольких лет после того, как военно-воздушные силы уже полностью вступили в эру самолетов-монопланов. Основным соображением, по которому военно-морские силы занимали такую позицию, являлись большая посадочная скорость самолетов-монопланов и большая взлетная дистанция, что делало их менее подходящими для применения с авианосцев.

В декабре 1933 г. фирма «Кертисс» осуществила облет нового экспериментального истребителя XF-13C-1, построенного по контракту ВМС (рис. 10.8). Расчеты показа-



Рис. 10.8. Моноплан XF-13C-1 фирмы «Кертисс» – самолет морской авиации США.



Рис. 10.9. Биплан XF-13C-2.

ли, что посадочная скорость этого истребителя будет слишком высока для того, чтобы удовлетворить требованиям ВМС, поэтому было спроектировано нижнее крыло и разработана схема установки его на самолет. Этот биплан (точнее, полутораплан, так как площадь нижнего крыла была меньше половины верхнего) получил обозначение XF-13C-2. Так как самолет в варианте моноплана строился по расчалочной схеме, при его модификации в биплан было необходимо удалить подкосы монопланного крыла и заменить их на расчалки, характерные для традиционных бипланов. Вследствие этого переоборудование самолета в биплан невозможно было осуществить столь быстро, как на самолетах Юнкерса и Фоккера (рис. 10.9). Размах верхнего крыла составлял 10,7 м при площади 19 м^2. Размах нижнего крыла равнялся 7,4 м при площади 7,2 м^2.

Первый из построенных самолетов этого типа был монопланом, но первый полет был выполнен в конфигурации биплана. Полученные летные характеристики были неудовлетворительными, что вполне можно было ожидать от самолета, проектировавшегося таким образом. Максимальная скорость биплана, оснащенного двигателем R-1510 мощностью 700 л.с. (514,5 кВт) фирмы «Райт», составляла всего лишь 338 км/ч на высоте 3000 м. Данные о посадочной скорости самолета отсутствуют. В варианте моноплана скорость самолета на высоте 3000 м составляла лишь 390 км/ч (при взлетной массе 1878 кг).

После проведения дальнейших доработок самолет получил обозначение XF-13C-3 и в варианте моноплана проходил дальнейшие летные испытания; тем не менее ВМС США отказались принять его на вооружение. Отметим, что ВМС США так и не приняли на вооружение ни одного палубного моноплана вплоть до 1939 г.

БИ-МОНОПЛАН ХИЛЛСОНА

Вторая мировая война вызвала к жизни различные специализированные самолеты, которые, возможно, в мирное время не рассматривались бы даже на уровне проектов. Одним из таких самолетов был английский би-моноплан Хиллсона, созданный в 1941 г. Уникальной особенностью этого самолета являлось то, что его предполагалось использовать как моноплан и биплан в процессе одного полета.

Создатели этого самолета стремились обеспечить одновременно короткий взлет, высокие характеристики набора высоты, характерные для биплана, и большую максимальную скорость моноплана. Преимущества, даваемые совмещением всех этих возможностей в одном истребителе-перехватчике, были очевидными, но техническая реализация при том уровне техники

Рис. 10.10. Британский самолет «Би-Моно» фирмы «Хиллсон» (1941 г.) в варианте свободнонесущего моноплана низкопланной схемы.

должна была потребовать продолжительного по времени этапа исследовательских и проектно-конструкторских работ.

Самолет Хиллсона не проектировался как специализированный перехватчик; главной целью являлась проверка концепции на натурном образце, оснащенном маломощной силовой установкой. Этот низкоплан монопланной схемы был построен как малоразмерный, но оснащался всеми необходимыми системами и в общих чертах был похож на истребители того времени

Рис. 10.11. Экспериментальный самолет фирмы «Хиллсон» в варианте биплана.

(рис. 10.10). С целью реализации достоинств биплана на верхнюю часть фонаря кабины экипажа устанавливалось свободнонесущее верхнее крыло (размах 9,15 м) без элеронов. Для повышения жесткости конструкции крыло дополнительно крепилось при помощи пары коротких подкосов с каждой стороны фюзеляжа (рис. 10.11). После взлета и набора высоты верхнее крыло отстреливалось, и самолет продолжал полет как скоростной моноплан.

Результаты испытаний показали, что улучшение характеристик достаточно велико для того, чтобы стоило заниматься созданием реального истребителя. Однако верхнее крыло самолета превращалось в расходуемый материал при выполнении каждого полета, что, впрочем, в условиях военного времени могло быть вполне оправдано.

«ХАРРИКЕЙН I» С ОТСТРЕЛИВАЮЩИМСЯ КРЫЛОМ ФИРМЫ «ХОУКЕР»

Обнадеживающие результаты испытаний би-моноплана Хиллсона привели к тому, что было принято решение попробовать реализовать эту идею на каком-нибудь положительно зарекомендовавшем себя истребителе. Для усовершенствования был выбран самолет «Харрикейн I» фирмы «Хоукер», который использовался в Канаде, а затем был возвращен в Англию. «Харрикейн», оснащенный силовой установкой мощностью 1025 л.с. (753,4 кВт) и обладавший максимальной скоростью 523 км/ч, совершил первые полеты в ноябре 1935 г., а в 1940 г. был главным истребителем ПВО Великобритании, отражавшим нападения фашистской авиации. Самолеты этого типа, несмотря на появление новых моделей истребителей, строились в усовершенствованных вариантах с силовой установкой мощностью 1280 л.с. (948 кВт) вплоть до сентября 1944 г.

Для «Харрикейна» было изготовлено верхнее крыло, такое же, как нижнее. Это крыло было установлено на подкосах непосредственно над штатным крылом для исключения возможных проблем с балансировкой самолета (рис. 10.12). Это крыло находилось довольно высоко над кабиной по двум причинам: во-первых, для того, чтобы летчик мог свободно забираться в кабину и выходить на нее, а во-вторых, для

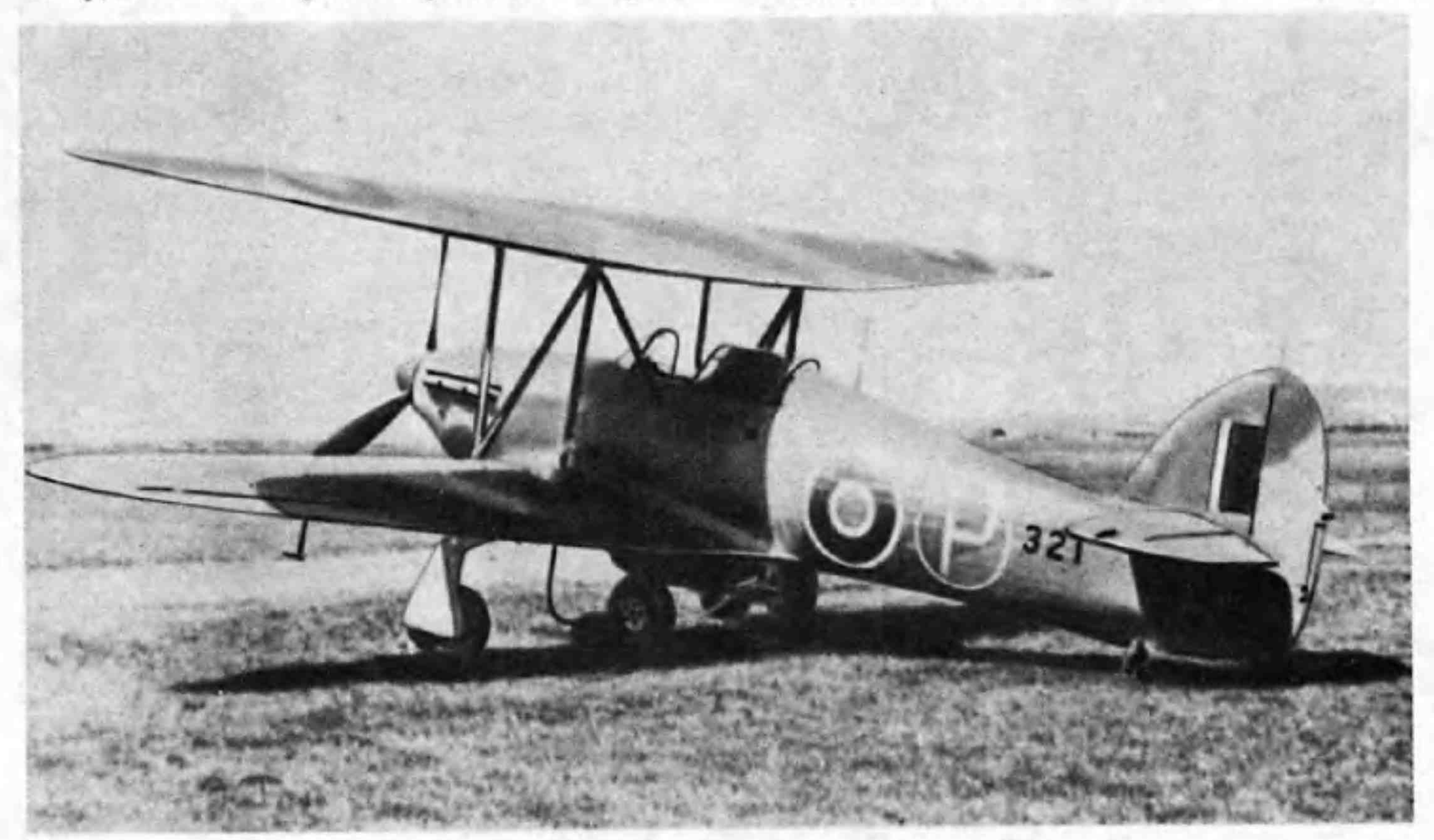


Рис. 10.12. Стандартный истребитель «Харрикейн» с дополнительным верхним отстреливающимся крылом, предназначенным для повышения скороподъемности самолета.

обеспечения близкого к оптимальному отношения расстояния между крыльями к хорде крыла. (Если крылья биплана расположены слишком близко друг к другу, происходит существенное снижение аэродинамического качества самолета. Вот почему у большинства бипланов расстояние между крыльями обычно превосходит величину хорды крыла.)

«Харрикейн I» с отстреливающимся крылом был испытан, но, по-видимому, результаты испытаний не дали достаточных оснований для организации серийного производства таких машин. Несмотря на свою нетрадиционность, этот самолет привлек мало внимания со стороны многочисленных историков авиации, описывавших знаменитый «Харрикейн».

Основные данные самолета «Харрикейн I»: силовая установка – двигатель «Мерлин II» мощностью 1030 л.с. (757 кВт) фирмы «Роллс-Ройс»; размах крыла 12,2 м; площадь крыла 23,9 м^2; взлетная масса 3 650 кг; максимальная скорость 512 км/ч.

«ФЛАЙ БЭБИ» П. БАУЭРСА

Когда я проектировал любительский самолет «Флай Бэби», я исходил из несколько необычного подхода к использованию одного и того же самолета в качестве как биплана, так и моноплана. С самого начала я предполагал, что этот самолет будет летать в двух модификациях, но стремился сделать это не за счет простого дополнения второго крыла к моноплану.

«Флай Бэби» выполнил первый полет в 1960 году. Этот самолет оснащался двигателем мощностью 65–85 л.с. (48–62 кВт) и представлял собой традиционный одноместный низкоплан монопланной схемы (рис. 10.13). Летательный аппарат создавался для участия в конкурсе 1959–1960 гг., проводимом Ассоциацией конструкторов экспериментальных самолетов. Однако проведение этого конкурса было отложено до 1962 г. из-за недостатка участников. В 1962 г. «Флай Бэби» стал победителем этого конкурса. Установка второго крыла к низкоплану монопланной схемы с прямыми крыльями создает несколько проблем. Одна из них состоит в том, что если верхнее



Рис. 10.13. Сконструированный автором этой книги самолет «Флай Бэби» в стандартной монопланной конфигурации.



Рис. 10.14. «Флай Бэби» в бипланном варианте. Отметим одинаковый угол стреловидности верхнего и нижнего крыльев.

крыло меньше нижнего, то это не соответствует теории биплана; в то же время вовсе не обязательно удваивать площадь исходного крыла, устанавливая эквивалентное второе крыло. Во-вторых, верхнее крыло должно располагаться непосредственно над нижним для сохранения расчетной балансировки самолета. Так как летчик в самолете «Флай Бэби» располагался непосредственно в центре масс самолета и близко к середине крыла, установка над летчиком верхнего крыла из-за малых размеров самолета сделала бы невозможными посадку летчика в кабину и выход из нее.

Поэтому необходимо было сдвинуть вперед центральную часть верхнего крыла с тем, чтобы обеспечить удобство размещения летчика. Проблема состояла в том, чтобы, сдвигая вперед крыло, сместить туда же и центр приложения подъемной силы. Существующий центр масс самолета оказывался слишком далеко позади нового центра приложения подъемной силы, что недопустимо из соображений устойчивости.

Для решения этой проблемы было использовано одно из давно известных конструкторских ухищрений – увеличение угла стреловидности консолей, что позволяет вернуть точку приложения подъемной силы ближе к центру масс. Так как к тому времени уже было решено, что верхнее крыло будет отличаться по размерам от нижнего, пришла мысль сделать комплект крыльев полностью взаимозаменяемым. Вследствие этого «Флай Бэби» в бипланной модификации выглядит как специально спроектированный биплан, а не как некая адаптация моноплана.

Поскольку верхнее крыло находилось несколько впереди, для желаемого возврата точки приложения подъемной силы путем изменения лишь конфигурации этой поверхности потребовалась довольно большая стреловидность верхнего крыла. Поэтому оба крыла биплана выполнены стреловидными (10°), и бипланный вариант «Флай Бэби» стал очень похожим на классические бипланы (рис. 10.14) – английский «Тайгер Мот» фирмы «Де Хевиленд» и германский «Букер Юнгман». Так как оба комплекта крыльев крепятся с помощью расчалок, требовались два комплекта этих конструктивных элементов.

Поскольку рассматриваемый самолет не продемонстрировал заметных выгод в отношении летно-технических характеристик,

естественным вопросом к его конструктору мог бы стать вопрос типа: «Для чего все эти усилия?». На мой взгляд, ответ довольно прост: «В любительской авиации многие летчики просто любят бипланы больше, чем монопланы».

СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫЙ САМОЛЕТ «СТИНСОН» L-5

В целях придания обычным серийным самолетам тех или иных специальных функций они часто модифицируются. В большинстве случаев эти модификации являются в определенной степени компромиссом между условиями стандартной летной годности, по которым эксплуатируются серийно выпускаемые самолеты, и положениями, определяющими правила выполнения полетов на экспериментальных самолетах или машинах опытного применения.

Примерно такая история произошла со связным самолетом ВВС США времен второй мировой войны – двухместным самолетом «Стинсон» L-5 с двигателем мощностью 185 л.с. (136 кВт). Большое количество этих самолетов после войны было куплено частными лицами и использовалось в своей исходной конфигурации либо в качестве специальных (в частности, сельскохозяйственных) самолетов. Введенные усовершенствования, изменившие в значительной степени их облик, а также эксплуатация в перегруженном варианте привели к тому, что применение этих самолетов стало подпадать под правила выполнения полетов на опытных машинах.

Достаточно просто было установить распылители и дополнительные баки на самолеты L-5 сельскохозяйственной модификации (рис. 10.15), но двигатель «Лайкоминг» мощностью 185 л.с. под довольно плотным обтекателем не очень хорошо подходил для выполнения функций двигателя такого самолета. Стремление обеспечить большую полезную нагрузку и меньшую скорость полета привело к тому, что на некоторых L-5 были установлены радиальные двигатели «Континенталь» мощностью 220 л.с. (162 кВт) из военных запасов. На этих сельскохозяйственных самолетах была увеличена площадь законцовок крыла, которым была придана квадратная (в плане) форма. На некоторых самолетах этого типа устанавливалось нижнее крыло (рис. 10.16). Так как на самолете были сохранены характерные для монопланов подкосы, переделка самолета была в значительной степени естественна, и бипланный L-5 мог быть снова переоборудован в моноплан. Именно поэтому мы и включили описание самолета L-5 в настоящую главу.

Основные данные (немодифицированный L-5): двигатель «Лайкоминг» С-435 мощ-



Рис. 10.15. Моноплан «Стинсон» L-5 (из военных запасов времен второй мировой войны) в стандартной конфигурации с устройствами для распыления химикатов.

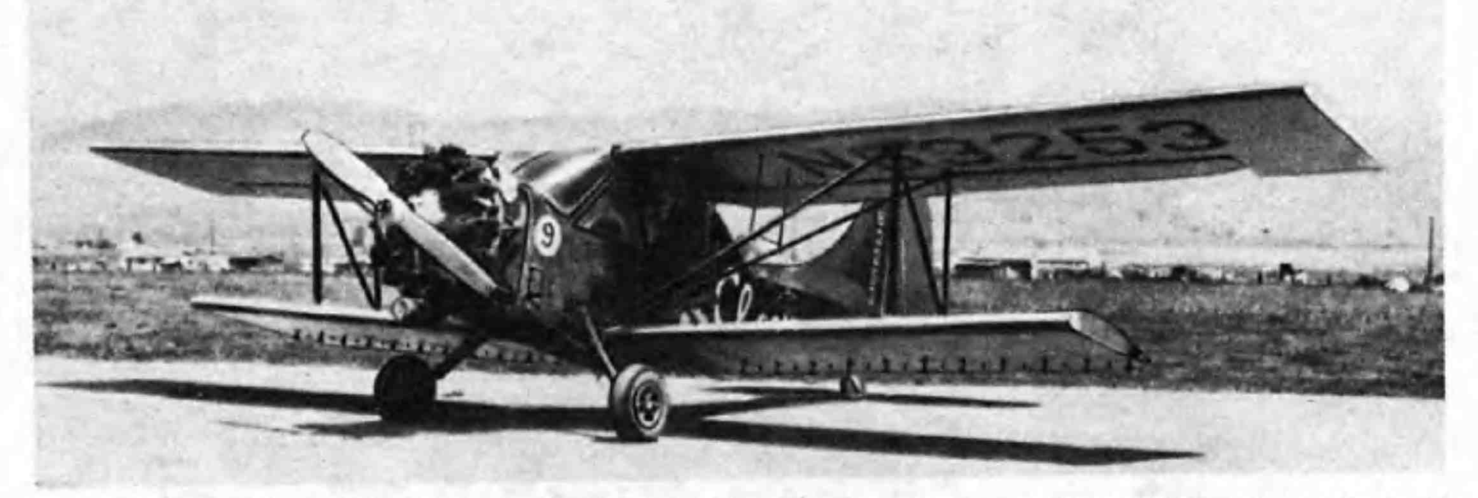


Рис. 10.16. «Стинсон» L-5 в варианте биплана с увеличенными законцовками верхнего крыла и двигателем мощностью 220 л.с. (вместо исходного двигателя мощностью 185 л.с.).

ностью 185 л.с. (136 кВт); размах крыльев 10,4 м; площадь крыла 14,4 $м^2$; взлетная масса 916 кг; максимальная скорость 209 км/ч.

РТ-22 «УИНТЕРС-РАЙАН»

Еще одним примером переоборудования стандартного моноплана в специальный биплан является предпринятая летчиком Клиффом Уинтерсом переделка тренировочного самолета РТ-22 фирмы «Райан» (также из военных запасов периода второй мировой войны).

Серийный РТ-22 представлял собой низкоплан расчалочной схемы. Расчалки, зафиксированные на узлах верхних и нижних поверхностей крыла, соединялись силовыми элементами с конструкцией фюзеляжа и шасси (рис. 10.17). В процессе переоборудования этого самолета в биплан Уинтерс уменьшил размах стандартных для РТ-22 крыльев, закрепил верхние консоли на специально установленных на фюзеляже подкосах и заменил радиальный двигатель «Киннер» мощностью 160 л.с. (117,6 кВт) на двигатель «Континенталь» мощностью 220 л.с. (161,7 кВт). Этот самолет показан на рис. 10.18.

В бипланном варианте этот самолет,



Рис. 10.17. Самолет РТ-22 для начальной подготовки летчиков ВВС США времен второй мировой войны.



Рис. 10.18. Самолет PT-22, переоборудованный в биплан летчиком Клиффом Уинтерсом.

который получил название «Уинтерс спешл», требовал установки между крыльями обычной для бипланов системы расчалок. Так как исходная система расчалок самолета с креплением нижних расчалок на шасси уже не могла быть использована, необходимо было принять специальные меры по усилению конструкции шасси. Это может служить классическим примером того, что на самолете редко удается внести какое-либо конструктивное изменение, которое не повлекло бы за собой целого ряда других изменений.

Карьера этого самолета продолжалась недолго. В ходе одного из полетов «Уинтерс» выполнял стандартный для воздушных представлений маневр – «бочку» – непосредственно после взлета. Летчику не удалось полностью выполнить маневр, самолет перевернулся и упал на ВПП. Летчик в катастрофе погиб.

Основные данные PT-22: силовая установка – двигатель «Киннер» R-540-1 мощностью 165 л.с. (121 кВт); площадь крыла 12,6 м^2; взлетная масса 844 кг; максимальная скорость 201 км/ч.

XF6C-6 ФИРМЫ «КЕРТИСС»

В отличие от более распространенной практики переоборудования существующего моноплана в биплан созданный в 1930 г. фирмой «Кертисс» самолет XF6C-6 был спроектирован на базе стандартного бипланного истребителя ВМС США F6C6-3 «Хоук» (рис. 10.19). Этот самолет предназначался для участия в национальных воздушных гонках 1930 г. Самолет выступил неудачно, что ознаменовало конец участия американских военных самолетов в гражданских авиационных гонках.

В процессе разработки самолет претерпел два главных изменения: было удалено нижнее крыло, а верхнее крыло было смещено несколько назад для сохранения исходной балансировки (рис. 10.20). Кроме того, стандартный двигатель V-1150 (D-12) мощностью 435 л.с. (320 кВт) фирмы «Кертисс» был заменен специально изготовленным этой же фирмой двигателем V-1570 «Конкерор» с номинальной мощностью 600 л.с. (441 кВт) и форсированной мощностью более 770 л.с. (566 кВт). К другим изменениям относятся новая конструкция шасси и замена подфюзеляжного радиатора поверхностными, устанавливавшимися на верхней и нижней консолях (типа тех, которые непродолжительное время использовались на гоночных самолетах фирмы «Кертисс» и истребителе этой же фирмы PW-8 начала 1920-х гг.).

Этот самолет пилотировал капитан военно-морских сил США Артур Пейдж, за что XF6C-6 прозван морским гоночным самолетом Пейджа.

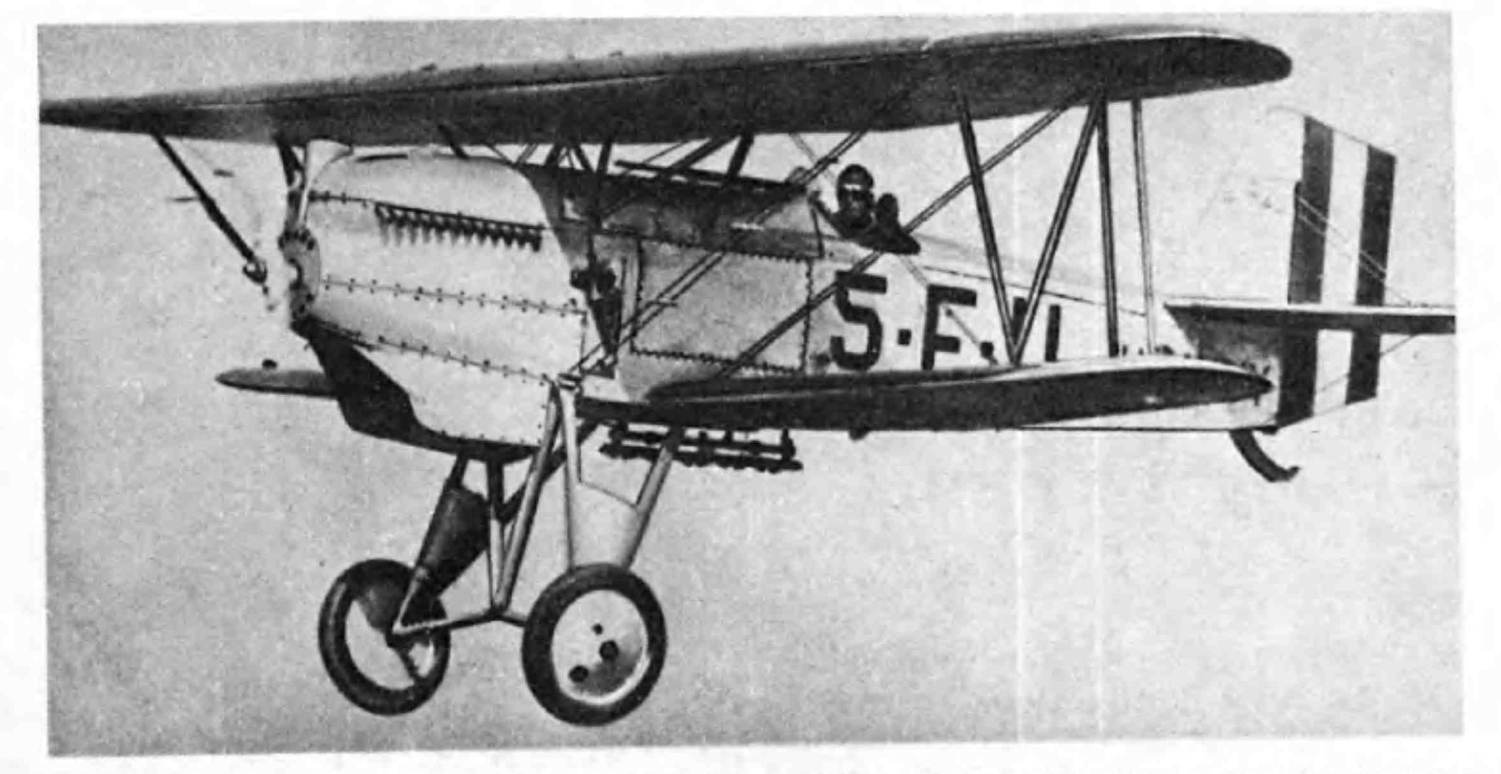


Рис. 10.19. Стандартный палубный истребитель ВВС США F6C-3 «Хоук» фирмы «Кертисс» (1926–1930 гг.).

XF6C-6 успешно выступал в гонках и лидировал, показав рекордную скорость 352 км/ч, однако капитан Пейдж потерял сознание из-за чрезмерной концентрации в кабине угарного газа и разбился.

Основные данные:

	F6C-3	XF6C-6
Силовая установка	«Кертисс» V-1150 (мощность 435 л. с.)	«Кертисс» V-1570 Spl (мощность 770 л. с.)
Размах крыльев, м	9,61	9,61
Площадь крыла, $м^2$	23,4	14,7
Взлетная масса, кг	1334	1420
Максимальная скорость, км/ч	246	402



Рис. 10.20. Гоночный моноплан XF6C-6 (1930 г.), созданный на базе биплана F6C-3.

Глава 11
Конвертопланы

Конвертопланы – это летательные аппараты, способные осуществлять вертикальные взлет и посадку (как это делают вертолеты) и длительный высокоскоростной горизонтальный полет, характерный для обычных самолетов. Так как летательные аппараты этого типа не являются в полной мере ни вертолетами, ни самолетами, это сказывается и на их облике. В результате конфигурация таких летательных аппаратов может принимать самый неожиданный вид. Кроме того, так как летательные аппараты этого типа характеризуются двумя резко различающимися режимами полета, при их проектировании приходится постоянно идти на компромиссные решения.

Мечты о создании аппарата, способного совершать взлет и посадку вертикально, а также выполнять скоростной горизонтальный полет, имеют столь же долгую историю, как и мечты о полетах вообще. Вертолет, концепцию которого Леонардо да Винчи предложил около 1500 г., не является в чистом виде конвертопланом – воздушный винт его вертолета создает всю подъемную силу как в горизонтальном, так и в вертикальном полете. Достаточно эффективные конвертопланы появились лишь в последнее время, когда разработка газотурбинных двигателей достигла такого уровня, что оказалось возможным создавать летательные аппараты с тягой силовой установки, превышающей массу самого аппарата. Это позволяет обеспечивать вертикальный взлет только за счет использования тяги двигателя.

ПРОБЛЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ УПРАВЛЯЕМОСТИ ПРИ НУЛЕВОЙ ВОЗДУШНОЙ СКОРОСТИ

Все конвертопланы сталкиваются со специфической проблемой управляемости, которая не является характерной для самолетов. На самолетах, движущихся с достаточно высокой поступательной скоростью, традиционные органы управления типа элеронов, рулей направления и рулей высоты находятся в воздушном потоке; реакция воздушного потока на отклонение этих органов управления обеспечивает управляющие силы, которые изменяют положение самолета в пространстве. На конвертопланах использование таких органов управления полетом возможно лишь на режиме горизонтального (поступательного) полета, но они оказываются бесполезными на режимах вертикального взлета и посадки, а также висения (так как на этих режимах набегающий поток отсутствует).

Поэтому конвертопланы должны располагать второй системой управления, эффективной при малых или нулевых значениях воздушной скорости. В зависимости от схемы и силовой установки летательного аппарата такую роль может выполнять: а) струйная (реактивная) система управления, в которую входят установленные на законцовках крыла и в других точках летательного аппарата сопла и быстродействующие клапаны; б) система управления вектором тяги, состоящая из нескольких

воздушных винтов для создания и непосредственного управления подъемной силой; в) поверхности управления, расположенные в спутном следе основных воздушных винтов или турбин.

ОСНОВНЫЕ СХЕМЫ КОНВЕРТОПЛАНОВ

Конвертопланы по своей схеме можно условно подразделить на два основных класса, каждый из которых характеризуется специфическими для него проблемами передачи и преобразования тяги, развиваемой силовой установкой. Все описанные в данной главе летательные аппараты демонстрируют техническую реализуемость заложенных в них идей, но большинство из них ввиду недостаточного совершенства и высокой стоимости не достигли стадии серийного производства и широкой эксплуатации.

Конвертопланы с горизонтальным положением аппарата на взлетно-посадочных режимах

Эти аппараты остаются в горизонтальном положении как на взлетно-посадочных режимах, так и на режиме горизонтального полета. В этих конвертопланах для осуществления переходных режимов типа взлета используется тяга воздушных винтов, вентиляторов или реактивных двигателей, после чего производится изменение направления вектора тяги таким образом, что аппарат начинает выполнять обычный горизонтальный полет. На режиме горизонтального полета необходимая для движения аппарата подъемная сила обыкновенно создается за счет обтекания потоком довольно традиционных крыльев. В некоторых из летательных аппаратов этого класса устройства создания тяги отклоняются на небольшой угол для обеспечения горизонтального полета; в этом положении они также создают значительную часть подъемной силы.

Конвертопланы с вертикальным положением аппарата на взлетно-посадочных режимах

К этому классу аппаратов относятся конвертопланы, которые взлетают и садятся в вертикальном положении, а для перехода к горизонтальному полету совершают поворот на 90°. Аппаратам этого класса присущи принципиальные недостатки, делающие их непригодными для коммерческого применения. Было построено всего несколько аппаратов этого типа; как правило, это одноместные военные аппараты типа самолетов-истребителей либо чисто экспериментальные образцы.

Многие конвертопланы успешно летали, но только английский «Харриер» и советский Як-38 выпускались серийно. Это объясняется высокой стоимостью, технической сложностью, ограниченным радиусом действия и малой полезной нагрузкой таких летательных аппаратов.

Исключения

Некоторые из летательных аппаратов, способных подниматься вертикально, а затем совершать горизонтальный полет, находятся, тем не менее, в коммерческой эксплуатации. Но эти аппараты относятся к классу аппаратов на воздушной подушке или экранопланам, а не к конвертопланам: они движутся над поверхностью земли или воды на воздушной прослойке, создаваемой собственным двигателем. Эти машины едва ли можно отнести к летательным аппаратам, поэтому в данной книге они не рассматриваются.

Ниже описаны наиболее интересные с технической точки зрения конвертопланы; описания сгруппированы по схемному признаку, а внутри групп по хронологии. Описанию каждой из групп летательных аппаратов предшествует небольшой вводный текст.

КОМБИНИРОВАННЫЕ ВЕРТОЛЕТЫ

До того, как для создания подъемной силы на конвертопланах стали использоваться мощные газотурбинные двигатели, простейший подход к созданию конвертоплана состоял в наклоне оси несущего винта при переходе от вертикального взлета к горизонтальному полету. Значительная часть подъемной силы для обеспечения скоростного горизонтального полета при этом создавалась традиционным крылом. Рассмотрим два примера аппаратов такого типа.

XV-1 фирмы «Макдоннел-Дуглас»

В 1952 г. Армия и ВВС США установили недолго просуществовавшую категорию летательных аппаратов – класс V для аппаратов, способных совершать вертикальные взлет и посадку и в то же время не являющихся вертолетами (которые до 1948 г. обозначались буквой R от английского слова Rotorcraft, а после 1948 г. буквой H от английского слова Helicopter). В 1956 г. класс V был расширен путем включения в него летательных аппаратов, способных выполнять укороченные взлет и посадку (КВП – STOL), а также вертикальные взлет и посадку (ВВП – VTOL). Первым летательным аппаратом в новом классе стал четырехместный аппарат XV-1 «Макдоннел-Дуглас» (рис. 11.1). Были построены две опытные машины этого типа, предназначавшиеся для выполнения особых заданий (а не в качестве экспериментальных самолетов). Эти аппараты были способны нести летчика и трех пассажиров или двух больных и сопровождающего медицинского работника.

XV-1 выполнил первый полет 29 апреля 1955 г. Этот аппарат объединял в себе свойства вертолета и самолета, так как он имел вертолетный винт, крыло и толкающий воздушный винт. Последний приводился в движение обычным поршневым двигателем с воздушным охлаждением R-975-19 мощностью 550 л.с. (404 кВт) фирмы «Континенталь». Ротор, однако, не имел механического привода, как это обычно делается на вертолетах. Воздух высокого давления, поступающий от компрессора двигателя, направлялся к небольшим реактивным соплам, установленным на законцовках ротора относительно малого диаметра.



Рис. 11.1. Конвертоплан XV-1 фирмы «Макдоннел», успешно объединяющий функции вертолета и самолета с неподвижным крылом.

Для осуществления скоростного горизонтального полета подача воздуха в реактивные сопла отключалась, и ротор устанавливался в режим авторотации. После завершения первого этапа летных испытаний на кили были установлены дополнительно два маленьких хвостовых ротора вертолетного типа с целью повышения управляемости аппарата на режиме висения. Даже в тех случаях, когда толкающий воздушный винт не использовался для создания горизонтальной тяги, скорость полета XV-1 в вертолетном режиме достигала 322 км/ч. Размах крыла этого аппарата составлял 7,93 м.

«Ротодайн» фирмы «Фэйри»

Этот аппарат представляет собой один из наиболее тяжелых аппаратов рассматриваемого класса (рис. 11.2). Он действительно является комбинированным вертолетом, а не конвертопланом. Аппарат оснащается вертолетным ротором диаметром 27,45 м и крылом площадью 53,94 $м^2$.

Первый полет аппарата состоялся 6 ноября 1957 г. Это 40-местный пассажирский аппарат (пригодный и для выполнения транспортных операций) с двумя турбовинтовыми двигателями «Нэпьер Эланд» мощностью 3000 л.с. (2205 кВт). Двигатели, приводящие в движение воздушные винты, используются также для привода компрессора, подающего воздух высокого давления к реактивным соплам, установленным на законцовках лопастей ротора. При горизонтальном полете реактивные сопла лопастей отключаются и ротор функционирует аналогично тому, как это происходит на автожирах.

Располагая огромной мощностью силовой установки для создания подъемной силы и тяги в горизонтальном полете (6000 л. с.–4410 кВт), «Ротодайн» (взлетная масса 14 970 кг) являлся скоростным летательным аппаратом – на нем был установлен рекорд скорости для вертолетов (307,5 км/ч). Фирма получила несколько заказов на постройку таких аппаратов, однако впоследствии эти заказы были аннулированы, а две опытные машины были отправлены на слом в 1960 г.



Рис. 11.2. Британский комбинированный вертолет «Ротодайн» фирмы «Фэйри» – самый тяжелый из конвертопланов (взлетная масса 14 970 кг).

КОНВЕРТОПЛАНЫ С ВЕРТИКАЛЬНЫМ ПОЛОЖЕНИЕМ КОРПУСА ПРИ ВЗЛЕТЕ И ПОСАДКЕ

Необходимость поворота аппаратов этого типа при выполнении переходного процесса создает значительные трудности, связанные, в первую очередь, с проблемами ориентировки летчика в пространстве. Если кресло летчика неподвижно, то во время взлета и посадки он как бы лежит на спине, и выполнение этих маневров, а также контроль эволюции аппарата в такой позе очень затруднены. Некоторые конструкторы таких аппаратов пытались установить кресло летчика на шарнирах с тем, чтобы он располагался вертикально относительно линии горизонта вне зависимости от пространственного положения летательного аппарата. Ниже будут описаны три американских летательных аппарата этого типа.

XFY-1 «Пого» фирмы «Конвэр»

Первым пригодным для эксплуатации американским конвертопланом с вертикальным положением корпуса при взлете и посадке стал довольно оригинальный одноместный истребитель, спроектированный фирмой «Конвэр» по заказу ВМС США. XFY-1 разрабатывался как истребитель защиты конвоев и как летательный аппарат, который мог бы применяться с малых свободных площадок на палубе корабля, не требуя длинных взлетно-посадочных палуб, характерных для авианосцев. После проведения длительного этапа доводочных работ XFY-1 2 августа 1954 г. выполнил первый самостоятельный вылет и стал первым самолетом вертикального взлета и посадки (рис. 11.3, 11.4).

Важная особенность самолета состояла в том, что располагаемая тяга винтового двигателя была больше взлетной массы. Из-за малых размеров и массы самолета при большой мощности (5850 л.с.–4299 кВт) турбовинтового двигателя YT-40-A-14 оказалось необходимым установить соосные винты для нейтрализации гироскопического момента. В действительности двигатель YT-40-A-14 (фирмы «Эллисон») представлял собой два газотурбинных двигателя T-38, соединенных редуктором и общим валом для привода воздушных винтов.



Рис. 11.3. Вертикально взлетающий конвертоплан с треугольным крылом XFY-1 фирмы «Конвэр» в полете.

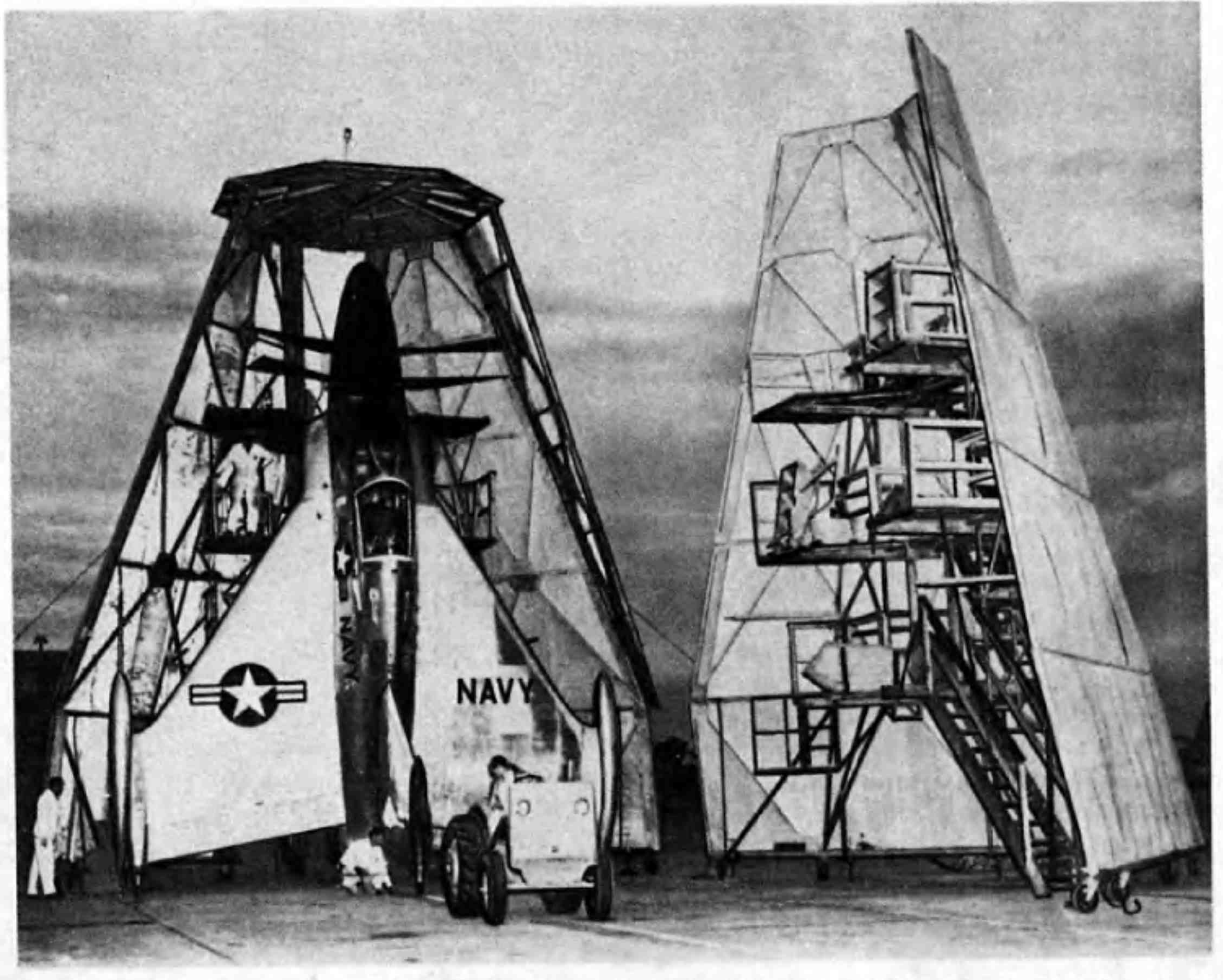


Рис. 11.4. Конвертоплан XFV-1 «Пого» на стоянке в портативном ангаре, состоящем из двух оболочек.

Самолет, получивший прозвище «Пого», имел близкое к треугольному крыло и два больших киля. Вертикальное оперение и крыло имели одинаковый размах, а законцовки оснащались длинноходовыми амортизаторами, на концах которых устанавливались небольшие колеса – шасси самолета. Традиционные рули направления и элероны были достаточно эффективными даже на режиме висения, так как они располагались в зоне воздушного потока, сходящего с винта самолета.

Кресло летчика было установлено на карданном подвесе, благодаря чему он занимал практически одинаковое положение при любых эволюциях аппарата в пространстве. Хотя это и упростило решение некоторых проблем, все же летчик вынужден был выполнять посадку, глядя назад, что крайне затрудняло летную эксплуатацию самолета. Первый полет, в ходе которого отрабатывались переходные режимы полета (от вертикального к горизонтальному и обратно), был выполнен 2 ноября 1964 г. Несмотря на то, что эти полеты прошли в целом успешно, дальнейшая доводка летательного аппарата была прекращена.

Один из двух построенных XFY-1 в настоящее время хранится в Музее авиации ВМС США в г. Норфолк (шт. Виргиния).

XFV-1 «Салмон» фирмы «Локхид»

Интересным контрастом по сравнению с XFY-1 «Пого» служит созданный фирмой «Локхид» аппарат XFV-1 «Салмон». Он

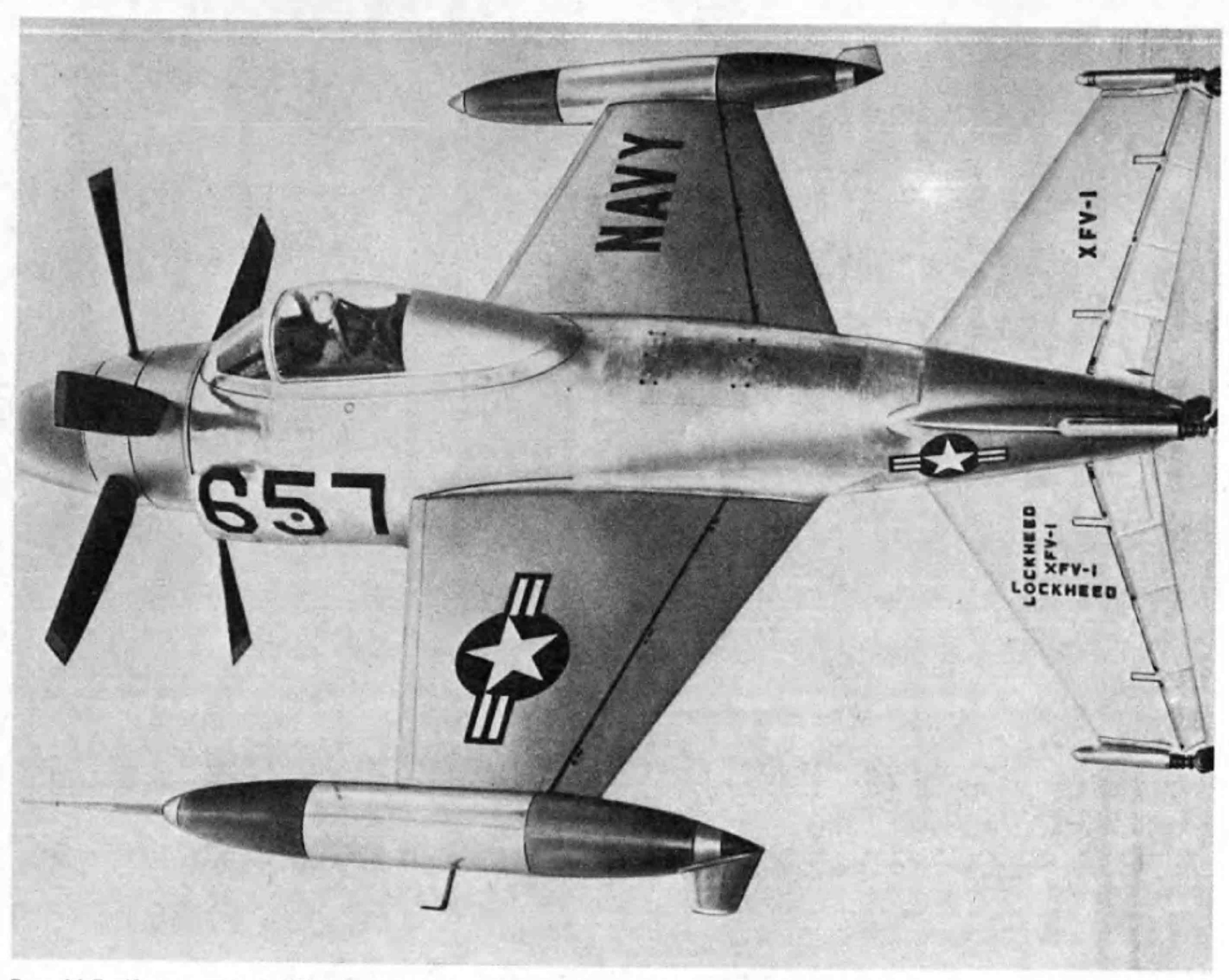


Рис. 11.5. Конвертоплан XFV-1 «Салмон» фирмы «Локхид» с крестообразным оперением, развернутым на 45° относительно крыла.

создавался по тем же требованиям ВМС США к турбовинтовому истребителю вертикального взлета и посадки и получил название «Салмон» в честь летчика-испытателя фирмы «Локхид» Германа Салмона.

XFV-1 имеет прямое крыло и крестообразное оперение, расположенное относительно крыла по схеме «X». На законцовках оперения установлены амортизаторы и колеса шасси (рис. 11.5). Для проведения начального этапа летных испытаний в марте 1954 г. «Салмон» был оснащен традиционным временным шасси, установленным в передней части самолета; два нижних из размещенных на оперении амортизаторов с колесами были модифицированы для обеспечения самолетного взлета аппарата.

XFV-1 не оправдал возлагавшихся на него надежд; были выполнены полеты только лишь при взлете с разбегом. Сборка второго из двух заказанных образцов самолета, как и разработка турбовинтовых самолетов вертикального взлета и посадки, была прекращена.

X-13 «Вертиджет» фирмы «Райан»

Фирма «Райан» по заказу ВВС США в 1955 г. построила два самолета с вертикальным положением корпуса на взлетно-посадочных режимах. Эти самолеты с треугольным крылом оснащались английскими двигателями «Эвон» фирмы «Роллс-Ройс» тягой 45,4 кН. Самолеты «Вертиджет» получили обозначение X-13 согласно принятой в вооруженных силах США классификации.

Так как на этих реактивных самолетах обычные поверхности управления не об-

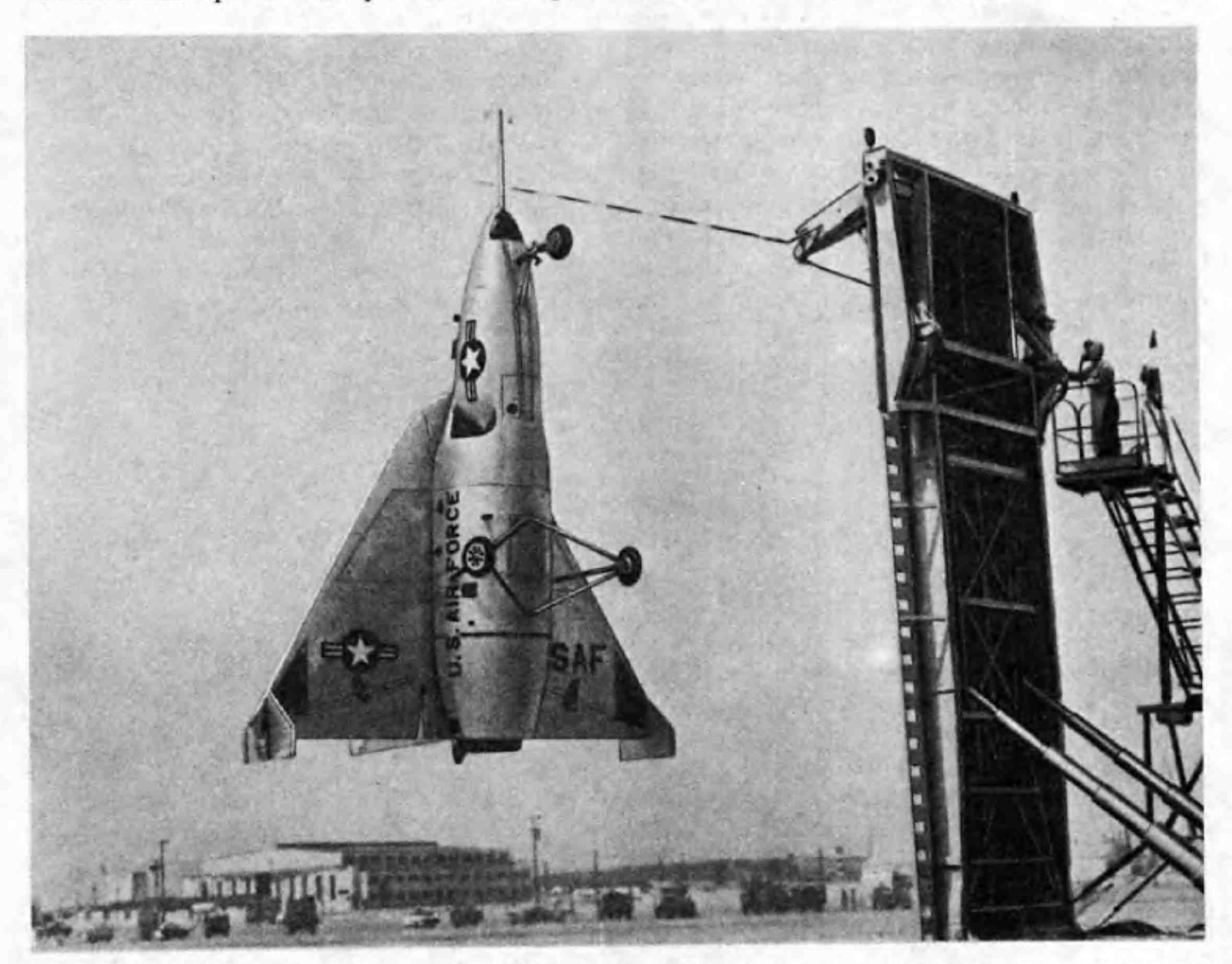


Рис. 11.6. Реактивный конвертоплан X-13 «Вертиджет». Взлет осуществлялся не с земли, а с установленного на вертикальной стенке крюка.